

VISIT...

LANZAROTE
Caliente.COM



СПРАВОЧНАЯ БИБЛИОТЕКА
**АВИАЦИОННОГО
ИНЖЕНЕРА-ИСПЫТАТЕЛЯ**

А.И.Акимов

**Аэродинамика
и летные
характеристики
вертолетов**

ББК 39.52
А39
УДК 629.7.016

Редакционная коллегия серии:

К.К. Васильченко (пред.), Г.П. Долголенко, А.М. Знаменская,
М.Д. Клячко, Ю.Е. Махонькин, А.Д. Миронов, М.И. Хейфец (отв. секретарь)

Акимов А.И.

А39 Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. — М.:
Машиностроение, 1988. — 144 с.: ил. — (Справ. б-ка авиац. инж.-
испытателя).
ISBN 5-217-00301-4

Содержит теоретическое обоснование и описание практических методов
определения в полете и приведения к заданным условиям летных и взлетно-
посадочных характеристик и показателей топливной и транспортной эффек-
тивности вертолетов.

Изложены методы определения по материалам летных испытаний по-
требных мощностей, характеристик срыва потока с лопастей, вихревого
кольца и др.

Для инженеров-испытателей, летчиков-испытателей, работников НИИ и
ОКБ, связанных с созданием, летными испытаниями и доводкой вертолетов.

А 3606030000-282
038(01)-88 282-88

ББК 39.52

ISBN 5-217-00301-4

© Издательство "Машиностроение", 1988

ПРЕДИСЛОВИЕ

Справочная библиотека "Летные испытания самолетов и вертолетов" охватывает широкий круг научно-методических вопросов, возникающих при подготовке и проведении летных испытаний и исследований.

В книгах библиотеки:

самолет, вертолет, их силовая установка и бортовое (общее и специальное) оборудование рассматриваются как сложная комплексная система, к разработке методов испытаний которой привлекается современный математический аппарат исследования больших систем;

приводится структура испытаний, основанная на комплексном сочетании собственно летных испытаний и моделирования;

в алгоритмах обработки и анализа результатов летных испытаний и моделирования применяются теория подобия, статистические методы и методы идентификации;

рассматриваются информационно-измерительные системы для летных испытаний и излагается методология оценки погрешности результатов измерений;

значительное место отводится автоматизированным системам обработки и анализа результатов измерений и управления летным экспериментом, базирующимся на цифровых вычислительных машинах;

должное внимание уделяется методологии сертификационных испытаний, обеспечивающих повышение безопасности полетов пассажирских, транспортных и других самолетов и вертолетов;

достаточно полно отражаются методы летных испытаний и доводки опытных газотурбинных двигателей и силовых установок самолетов и вертолетов;

охватывается широкий круг вопросов, связанных с испытаниями и доводкой большой номенклатуры бортового оборудования (пилотажно-навигационных комплексов, комплексов радиоэлектронного, радиотехнического, электро- и светотехнического оборудования и ряда других систем).

В настоящей книге излагаются теоретические основы и практические методы определения в полете и приведения к любым заданным условиям летных, взлетно-посадочных характеристик и показателей топливной и транспортной эффективности вертолетов с турбовальными двигателями. Рассматриваются методы летных исследований аэродинамики вертолетов.

7500

Основные обозначения

$\Delta = \rho/\rho_c$ – относительная плотность воздуха
 H – высота геопотенциальная, м (км)
 H_p – высота барометрическая, м (км)
 h – высота геометрическая, м
 G – вес вертолета (сила тяжести), даН
 g – ускорение свободного падения, м/с²
 m – масса вертолета, кг
 $N_{\text{потр}}$ – потребляемая мощность вертолета на режиме горизонтального полета, кВт
 P_H – давление воздуха на высоте полета, Па (кПа)
 q – километровый массовый расход топлива, кг/км
 ρ – плотность воздуха, кг/м³
 T_H, t_H – температура воздуха, К и °С, соответственно
 V – воздушная скорость ЛА, м/с (км/ч)
 $V_{\text{п}}$ – путевая скорость полета, м/с (км/ч)
 $V_{\text{ук}}$ – скорость по указателю (приборная), м/с (км/ч)
 V_i – индикаторная скорость полета, м/с (км/ч)
 V_y – вертикальная скорость, м/с
 W – скорость ветра, м/с

Характеристики двигателей

c_e – удельный расход топлива, кг/кВт·ч
 G_T – массовый часовой расход топлива, кг/ч
 N_e – эффективная мощность двигателя, кВт
 n – частота вращения свободной турбины, об/мин (%)
 $n_{\text{тк}}$ – частота вращения турбокомпрессора, об/мин (%)
 p_K – давление воздуха на выходе из компрессора, Па (кПа)
 $\pi_K = p_K/p_H$ – степень повышения давления в компрессоре
 $T_{\text{г}}$ – температура газов, К

Аэродинамические характеристики

α_H – эффективный угол атаки винта, градус (радиан)
 B – коэффициент концевых потерь лопасти винта
 c_y, c_x – коэффициенты подъемной силы и профильного сопротивления сечения лопасти или крыла соответственно
 $c_T = T/[\rho(\omega R)^2 F_{\text{ом}}/2]$ – коэффициент тяги винта
 c_{y0} – средний по диску коэффициент подъемной силы лопастей винта
 ξ_T – коэффициент потерь тяги винта вследствие вертикальной обдувки фюзеляжа
 $\eta_0 = c_T^{3/2}/2m_K$ – относительный КПД винта на режиме висения
 H_B – продольная сила несущего винта, Н (даН)
 ξ – коэффициент потерь мощности
 M – число Маха сечения лопасти
 $m_K = N_{\text{н.в}}/[\rho(\omega R)^3 F_{\text{ом}}/2]$ – коэффициент крутящего момента винта

M_z – аэродинамический момент, действующий на вертолет относительно поперечной оси

$\mu = V \cos \alpha / (\omega R)$ – характеристика режима полета
 $N_{\text{н.в}}$ – мощность на валу несущего винта, Вт (кВт)
 ω – угловая скорость винта, 1/с
 ωR – окружная скорость конца лопасти, м/с
 $P = mg/F_{\text{ом}}$ – удельная нагрузка на ометаемую площадь винта, даН/м²
 $\Sigma c_x S$ – величина эквивалентной вредной пластинки вертолета, м²
 $q_N = mg/(\eta_{\text{д}} N_e)$ – удельная нагрузка на мощность двигателей, даН/кВт

T – тяга винта, Н (даН)
 v_i – индуктивная скорость несущего винта, м/с
 $X_{\text{вр}}$ – сила вредного сопротивления вертолета, Н (даН)

Геометрические характеристики

b – хорда лопасти, м
 β – угол взмаха лопастей винта, градус (радиан)
 D, R – диаметр и радиус несущего винта, соответственно, м
 $F_{\text{ом}}$ – ометаемая несущим винтом площадь, м²
 $\varphi_{\text{о.ш}}$ – угол общего шага винта, градус (радиан)
 φ_3 – эффективный угол общего шага винта, градус (радиан)
 k – число лопастей
 $n_{\text{д}}$ – число двигателей на вертолете
 r – радиус сечения лопасти винта, м
 $\sigma = kb/(\pi R)$ – коэффициент заполнения винта
 z – число винтов

Индексы

без – безопасный
 вис – режим висения
 взл – взлетный режим
 г.п – горизонтальный полет
 з – заданные условия
 кр – крейсерский
 н – набор высоты
 н.в – несущий винт
 пл – планирование
 п.м – предпосадочный маневр
 пр – приведенный параметр
 практ – практический
 р – разгон
 с – стандартные условия на уровне моря ($H = 0$)
 сн – снижение
 ср – средний
 ст – стандартные условия
 тк – турбокомпрессор
 ф – фактические условия

ВВЕДЕНИЕ

Массовое применение вертолетов стало возможным благодаря тому, что были решены две главные проблемы — достигнут необходимый уровень безопасности полета и созданы винтокрылые аппараты с высокими летными характеристиками и технико-экономическими показателями.

Летные испытания и исследования являются важнейшим завершающим этапом разработки вертолетов и внедрения их в серийное производство и эксплуатацию. Отечественный и зарубежный опыт вертолетостроения показывает, что летные испытания и исследования позволяют приобрести такую информацию, которая не может быть получена другими методами.

По результатам летных испытаний разрабатывают научно обоснованные и надежно апробированные в полетах методические руководства, позволяющие получать достоверные и сравнимые данные для определения всех летно-технических характеристик, разрабатывать рекомендации по пилотированию, ограничениям режимов полета в различных условиях. Летные исследования позволяют также получать уникальные рекомендации по решению ряда научно-технических проблем на этапе проектирования вертолетов.

Расширение круга задач, решаемых в натурном эксперименте, приводит к тому, что трудоемкость летных испытаний, а следовательно, и сроки их проведения неуклонно увеличиваются. По стоимости и времени проведения работ летные испытания стали сопоставимы с другими этапами общего процесса теоретической и экспериментальной разработки, конструирования опытного вертолета.

Значительное место в летных испытаниях занимает определение аэродинамических и летных характеристик вертолетов, для чего необходимо решить следующие задачи:

- выявить из всей совокупности необходимый минимум летных характеристик, которые позволяют в полной мере определить транспортные возможности вертолета с учетом безопасности полета;

- определить рациональные методы пилотирования, при которых реализуются наилучшие летные характеристики;

- получить при ограниченном объеме испытаний летные характеристики в ожидаемых условиях эксплуатации;

- определить показатели топливной и транспортной эффективности вертолета и наилучшие режимы полета по этим показателям.

Кроме того, поскольку неотъемлемой частью летных испытаний является доводка вертолета, возникает задача надежной количественной оценки эффективности различных конструктивных мероприятий, направленных на улучшение летных характеристик вертолета.

Сложность решения этих задач заключается в том, что летные характеристики зависят от большого числа атмосферных и эксплуатационных факторов, и поэтому их определение в случайных условиях проведения натурного эксперимента простым варьированием этих факторов практически невозможно, так как для этого потребовались бы огромные затраты летного времени.

Научной базой, использовавшейся при разработке теоретических основ и практических методов определения в полете летных характеристик вертолетов, явились работы по аэродинамике и основам проектирования вертолетов Б.Н. Юрьева, И.П. Братухина, М.Л. Миля, А.П. Проскурякова, Л.С. Вильдгрубе, В.Э. Баскина, М.Н. Тищенко, А.С. Бравермана, Е.С. Вождаева и других специалистов [4, 7, 8, 32, 33, 35, 36]; работы Б.С. Стечкина, М.М. Масленникова, Ю.Г. Бехли по теории газотурбинных двигателей [19, 20, 29, 31], общая теория подобия [17] и теория подобия режимов полета самолетов с турбореактивными двигателями [5, 30].

Большой опыт летных испытаний самолетов показал, что методы определения в полете их летных характеристик необходимо разрабатывать с учетом особенностей характеристик силовой установки.

В настоящее время наибольшее распространение получили вертолеты с газотурбинными, так называемыми турбовальными двигателями. Весьма результативными при летных испытаниях самолетов с газотурбинными двигателями оказались методы, основанные на теории подобия режимов полета. Теория подобия режимов полета самолетов с ТРД была разработана известным советским ученым М.А. Тайцем [5] и применительно к самолетам с ТВД развита Б.В. Калининченком [16].

Методы летных испытаний, основанные на теории подобия, позволяют определять в полете обобщенные характеристики, прямо не зависящие от ряда перечисленных параметров, что заметно сокращает число переменных и тем самым создает возможность получать в случайных условиях проведения испытаний летные характеристики для любых заданных условий эксплуатации. Знание обобщенных летных характеристик позволяет также существенно упростить методы нахождения наивыгоднейших режимов полета.

Методы испытаний самолетов нельзя было непосредственно применять для летных испытаний вертолетов, так как вследствие принципиальных различий в аэродинамике и силовых установках этих двух типов летательных аппаратов критерии подобия режимов полета у них также различны. Однако методические подходы, использовавшиеся при создании комплекса практических методов определения в полете летных характеристик самолетов с газотурбинными двигателями, оказались весь-

ма полезными при разработке методов летных испытаний вертолетов с турбовальными двигателями [2].

Важное место в летных испытаниях вертолетов занимают вопросы определения их взлетно-посадочных характеристик (ВПХ). Наряду с определением потребных взлетных и посадочных дистанций в различных условиях эксплуатации, весьма актуальным является также нахождение рациональных методов пилотирования, при которых реализуются наилучшие характеристики.

Значительное внимание уделяется при летных испытаниях особенностям режимов полета вертолета в случае отказа двигателей. Отрабатываемые при этом методы пилотирования позволяют обеспечивать при эксплуатации безопасную посадку вертолета на режимах авторотации и при частичной потере располагаемой мощности. Результаты летных исследований дают возможность правильно учитывать необходимые для безопасности ограничения высоты и скорости полета, связанные с характером изменения аэродинамики на малых скоростях, вблизи земли и с наличием так называемого режима "вихревого кольца". В результате таких исследований были заложены основы для правильного выбора оптимальных траекторий взлета и посадки, что приобрело особую актуальность в связи с разработкой и внедрением в практику вертолетостроения Норм летной годности гражданских вертолетов СССР [23].

Большое значение для практики проектирования вертолетов и назначения эксплуатационных ограничений приобрели летные исследования режимов полета со срывом потока с лопастей несущего винта. На основании этих исследований был сделан очень важный вывод о том, что для современных вертолетов ограничения на этих режимах диктуются не потерей управляемости, как это ранее предполагалось, а возрастанием нагрузок, действующих на лопасти и системы управления несущим винтом [22]. Было впервые выявлено влияние системы концевых вихрей на образование срывных зон, что существенно уточнило имевшиеся теоретические представления об этом явлении.

Весьма важной является также задача оценки транспортной и топливной эффективности вертолета. Разработанная методика определения по материалам летных испытаний показателей топливной эффективности и приведенной транспортной производительности позволяет находить оптимальные по этим показателям режимы полета. Полученная в условиях натурного эксперимента с учетом безопасности полета при отказе двигателей связь между показателями топливной и транспортной эффективности и летными характеристиками, установленными Нормами летной годности вертолетов, позволяет сформулировать ряд рекомендаций, используемых при разработке новых вертолетов.

В настоящей книге изложены методы определения в полете всего комплекса летных характеристик и показателей эффективности гражданских вертолетов с турбовальными двигателями.

1. ОСОБЕННОСТИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК, ТРЕБОВАНИЙ К ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ И ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЕРТОЛЕТОВ

1.1. ОСОБЕННОСТИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ

Летные характеристики вертолета как аппарата вертикального взлета и посадки имеют ряд особенностей.

В большом многообразии режимов полета, определяемых соотношением потребной и располагаемой мощности (рис. 1.1), можно выделить совокупность летных характеристик вертолета [8], которые аналогичны летным характеристикам самолета — характеристики скороподъемности, практический потолок полета при наклонном подъеме, максимальная и минимальная скорости горизонтального полета, дальность и продолжительность полета [16]. Однако вертолет имеет и свои специфические летные характеристики. К ним относятся: тяговые характеристики на режиме висения вблизи земли и вне зоны воздушной подушки, вертикальная скороподъемность и потолок висения [2].

Вследствие значительных отличий аэродинамики несущего винта от аэродинамики крыла взлетно-посадочные характеристики вертолета принципиально отличаются от ВПХ самолетов как при нормальной работе двигателей, так и в случае их отказов.

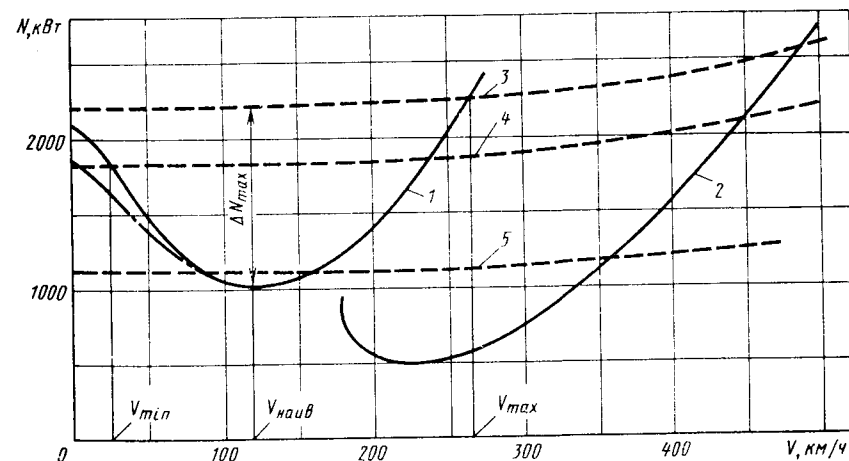


Рис. 1.1. Сравнение потребной и располагаемой мощности вертолета и самолета одинаковой полетной массы с двумя турбовальными двигателями: 1 — потребная мощность вертолета; 2 — потребная мощность самолета; 3 — взлетная мощность двигателя; 4 — номинальная мощность двигателя; 5 — взлетная мощность одного двигателя; — — — потребная мощность вертолета вблизи земли

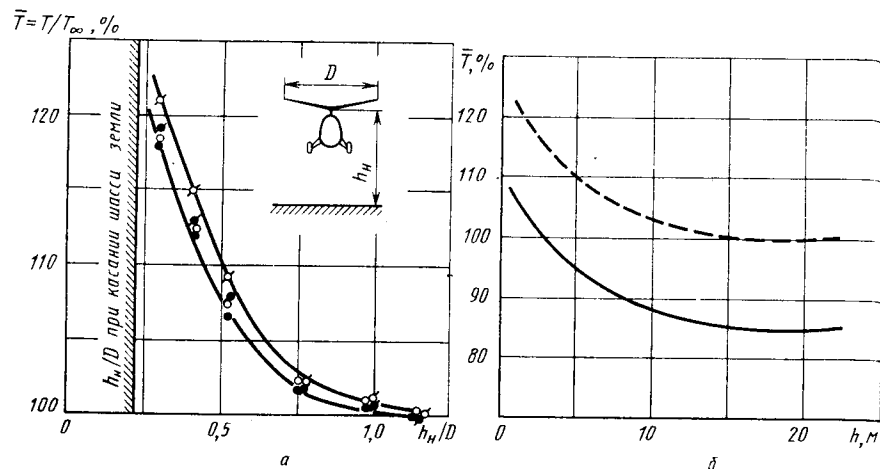


Рис. 1.2. Тяговые характеристики вертолета:

a — относительное изменение тяги вблизи земли; b — изменение тяги в зависимости от высоты висения при постоянной мощности двигателей; — номинальный режим; - - - взлетный режим; c_T/σ : $\bullet$ — 0,144; $\circ$ — 0,134; $\blacklozenge$ — 0,124; $\circ$ — 0,104

Рассмотрим подробнее летные характеристики вертолетов.

Тяговые характеристики вертолета. Способность находиться на режиме висения, совершать вертикальный полет и полет с околонулевыми скоростями, грузоподъемность и взлетно-посадочные свойства вертолета в значительной мере определяются его тяговыми характеристиками. Тяга винта вертолета на значительном удалении от поверхности земли определяется формулой Жуковского

$$T = \xi_T (39,5 \eta_0 D \rho^{1/2} \xi N_e)^{2/3}. \quad (1.1)$$

Здесь N_e выражена в кВт. Относительный КПД винта η_0 зависит от угла общего шага винта и числа M движения концов лопастей:

$$\eta_0 = f(\varphi_{0, \text{ш}} \frac{n}{\sqrt{T_H}}).$$

При приближении вертолета к поверхности земли вследствие торможения потока, отбрасываемого винтом, уменьшается индуктивная скорость в плоскости его вращения. Это приводит к значительному уменьшению потребной для висения вертолета мощности или увеличению тяги винта при постоянной мощности двигателей (рис. 1.2). Положительное влияние экранирующей поверхности на характеристики винта, получившее название эффекта "воздушной подушки", проявляется даже на значительном удалении его от земли, позволяет существенно повысить

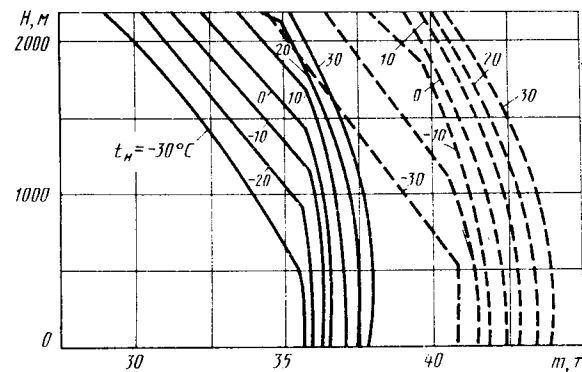


Рис. 1.3. Типичная зависимость взлетной массы от высоты расположения рабочей площадки над уровнем моря и температуры наружного воздуха: — за пределами зоны воздушной подушки; - - - на $h = 5 \text{ м}$

грузоподъемность вертолета (рис. 1.3) и улучшить его ВПХ. Значительное влияние на тяговые характеристики вертолета при висении оказывает ветер. Таким образом, максимальная тяга винта вертолета на режиме висения зависит от режима работы двигателей, атмосферных условий, высоты висения относительно земли и скорости ветра, т.е.

$$T = f(n_{\text{ТК}}, n, p_H, T_H, h, W). \quad (1.2)$$

Так как масса платной нагрузки вертолета обычно не превышает 30 % его полетной массы, то очевидно, что при летных испытаниях ставится задача определения зависимостей (1.2) с достаточно высокой точностью. Так, например, ошибка в определении тяги винта вертолета, равная 3 %, ведет к ошибке нахождения его грузоподъемности в 10 %.

Вертикальная скороподъемность и потолок висения. Если при $V = 0$ располагаемая мощность превышает потребную, то вертолет данной полетной массы в заданных условиях полета может вертикально набирать высоту. Высота, на которой $V_y = 0$, называется потолком висения. Современные вертолеты с нормальной взлетной массой обычно вертикально набирают высоту только на взлетном режиме, на котором время непрерывной работы двигателей весьма ограничено (2 ... 5 мин). Поскольку набор высоты с большими значениями V_y может осуществляться при наклонном подъеме, то вертикальный подъем в эксплуатации используется редко.

Потолок висения вертолета является важной характеристикой, так как он в значительной мере определяет диапазон высот расположения рабочих площадок, с которых возможна эксплуатация вертолета. Следует отметить, что в отличие от практического потолка, который находят

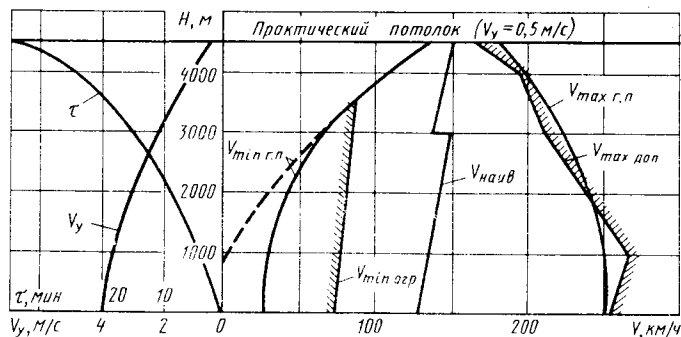


Рис. 1.4. Указательница скоростей и характеристики скороподъемности вертолета с турбовальными двигателями:

— номинальный режим двигателей; - - - взлетный режим

при $V_y \geq 0,5$ м/с, потолок висения определяют при $V_y = 0$, так как всякое отклонение от режима висения будет вызывать набор высоты.

Потолок висения определяют для разных полетных масс (см. рис. 1.3). Используя эту зависимость, можно найти и другую важную для эксплуатации вертолетов характеристику — зависимость максимальной высоты расположения рабочей площадки над уровнем моря от полетной массы.

Так как потолок висения зависит от соотношения потребной и располагаемой мощности, то он является функцией следующих параметров:

$$H_{\text{вис}} = f(n_{\text{тк}}, p_H, T_H, m, W, n). \quad (1.3)$$

Характеристики скороподъемности и практический потолок. При скорости полета, называемой наивыгоднейшей скоростью набора высоты, разница между располагаемой и потребной мощностями вертолета максимальна, а следовательно, и максимальна вертикальная скорость

$$V_y = \frac{N_e - N_{\text{потр}}}{mg}.$$

Поэтому набор высоты производится с этой скоростью. С ростом высоты вследствие падения мощности двигателей и увеличения потребной мощности вертолета вертикальная скорость уменьшается. Практический потолок вертолета $H_{\text{практ}}$ определяет максимальный диапазон высот полета (рис. 1.4).

Так как потребная и располагаемая мощности являются функциями следующих величин [2]:

$$\begin{aligned} N_{\text{потр}} &= f(m, p_H, T_H, n, V); \\ N_e &= f(n_{\text{тк}}, n, p_H, T_H), \end{aligned} \quad (1.4)$$

то для вертикальной скорости можно записать

$$V_y = (m, V, n_{\text{тк}}, n, p_H, T_H). \quad (1.5)$$

Практически все шесть параметров, входящих в эту зависимость, оказывают значительное влияние на максимальную вертикальную скорость вертолета.

Число переменных достаточно велико, и получить в летных испытаниях зависимости V_y от всех шести параметров простым их варьированием весьма затруднительно.

Минимальная $V_{\text{минг.п}}$ и максимальная $V_{\text{макг.п}}$ скорости горизонтального полета ограничивают диапазон режимов, в котором возможны набор высоты или горизонтальный полет. Величины $V_{\text{минг.п}}$ и $V_{\text{макг.п}}$ определяются соотношением потребной и располагаемой мощностей.

С учетом зависимостей (1.4) для $V_{\text{минг.п}}$ и $V_{\text{макг.п}}$ можно записать

$$V_{\text{минг.п}}, V_{\text{макг.п}} = f(m, n_{\text{тк}}, p_H, T_H, n). \quad (1.6)$$

У самолета в отличие от вертолета $V_{\text{мин}}$, как известно, определяется не равенством $N_{\text{потр}} = N_e$, а условием срыва потока с крыла и, следовательно, падением величины подъемной силы аппарата [26].

Минимальные скорости вертолета обычно определяют для номинального режима. Однако часто $V_{\text{минг.п}}$ находят и для взлетного режима, так как при эксплуатации нередко возникает необходимость выполнять кратковременный горизонтальный полет на минимально возможной скорости (см. рис. 1.4).

Иногда на значения $V_{\text{минг.п}}$ накладывают ограничения, которые связаны либо с неудовлетворительной работой указателя скорости на малых скоростях, либо с повышенным уровнем вибрации и напряжений в агрегатах вертолета на некоторых режимах полета.

Максимальная воздушная скорость полета вертолета, как правило, ограничена из-за срыва потока с лопастей винта или потери аэроупругой устойчивости несущего винта [22]. С ростом скорости на наступающей лопасти начинает проявляться сжимаемость воздуха, что также может явиться причиной роста переменных нагрузок в несущей системе вертолета.

Этими особенностями аэромеханики несущего винта обусловлена необходимость ограничения максимально допустимых скоростей вертолета. Поэтому возникает важная задача при летных испытаниях вертолетов — определить обоснованные ограничения $V_{\text{макс}}$, так как назначение этих ограничений с большим запасом может существенно ухудшить ряд летных характеристик, например, дальность полета, поскольку у вертолетов с турбовальными двигателями крейсерские скорости близки к максимальным скоростям горизонтального полета.

Дальность и продолжительность полета вертолета. Практическую дальность и продолжительность полета с учетом их составляющих на режимах набора высоты, горизонтального полета и снижения можно определять по выражениям

$$L_{\text{практ}} = \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{V_{ni}}{V_{yni}} + \frac{m_{\text{т.г.п.}}}{q} + \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{V_{cni}}{V_{ycni}}; \quad (1.7)$$

$$\tau_{\text{практ}} = \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{1}{V_{yni}} + \frac{m_{\text{т.г.п.}}}{G_T} + \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{1}{V_{ycni}},$$

где ΔH -- изменение высоты на участках, на которые разбита высота H полета; n -- число участков, на которые разбита высота полета.

Эти равенства определяются при условии, что общая масса топлива в баках m_T складывается из следующих составляющих:

$$m_T = m_{\text{т.зем}} + m_{\text{т.н}} + m_{\text{т.г.п.}} + m_{\text{т.сн}} + m_{\text{т.гар}} + m_{\text{т.невыр}}, \quad (1.8)$$

где $m_{\text{т.зем}}$ -- масса топлива, расходуемая для запуска, опробования двигателей и для руления; $m_{\text{т.г.п.}}$, $m_{\text{т.н}}$, $m_{\text{т.сн}}$ -- соответственно массы топлива, затрачиваемые в горизонтальном полете, при наборе высоты и при снижении; $m_{\text{т.гар}}$ -- гарантийный запас топлива; $m_{\text{т.невыр}}$ -- невырабатываемый остаток топлива.

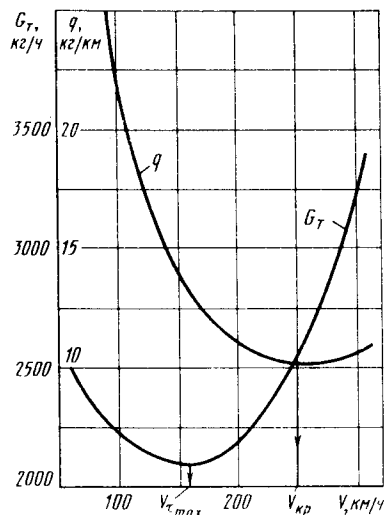
Таким образом, если характеристики набора высоты и снижения и часовые расходы топлива на этих режимах известны, основной задачей летных испытаний по определению дальности и продолжительности полета вертолета является нахождение часовых G_T и километровых q расходов топлива на разных режимах горизонтального полета (рис. 1.5).

Представим G_T и q в следующем виде

$$G_T = \frac{1}{\xi} c_e N_{\text{потр}}; \quad (1.9)$$

$$q = \frac{1}{\xi} \frac{c_e N_{\text{потр}}}{V}.$$

Рис. 1.5. Зависимости часового и километрового расходов топлива от скорости полета



Так как у газотурбинных двигателей (ГТД) удельный расход топлива уменьшается с увеличением мощности [18], то у вертолетов с ГТД режимы полета с q_{min} смещены в сторону большей скорости относительно режима полета, на котором $(N_{\text{потр}}/V)_{\text{min}}$, а режим полета с G_{Tmin} практически совпадает с режимом полета на экономической скорости.

Как следует из формул (1.4) и (1.9), часовой и километровый расходы топлива являются функциями следующих величин:

$$G_T = f_1(m, V, n, T_H, p_H); \quad (1.10)$$

$$q = f_2(m, V, n, T_H, p_H).$$

При летных испытаниях вертолетов для определения и приведения G_T и q к заданным условиям наибольшее распространение получили метод, основанный на теории подобия, и комбинации этого метода с методом дифференциальных поправок.

Взлетно-посадочные характеристики вертолетов. Взлет и посадку на вертолете в общем случае можно выполнять по различным траекториям, возможный массив которых в основном определяется располагаемым избытком мощности на режиме висения и характером его изменения в зависимости от скорости полета. Если на режиме висения располагаемая мощность двигателей больше потребной мощности для висения вне зоны воздушной подушки (рис. 1.6, а), то возможен вертикальный взлет.

Если же мощность двигателей для вертикального набора высоты недостаточна, но возможно висение в зоне воздушной подушки на высоте, с которой обеспечивается разгон без касания земли, то взлет можно выполнять по следующей методике. После вертикального отрыва и зави-

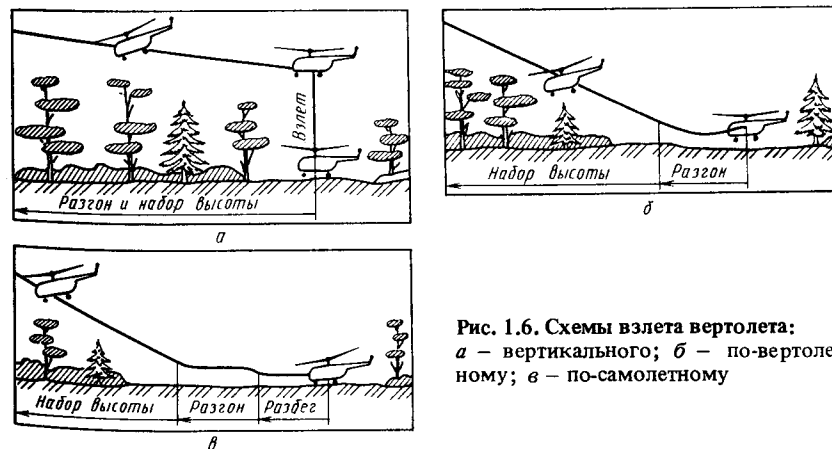


Рис. 1.6. Схемы взлета вертолета: а -- вертикального; б -- по-вертолетному; в -- по-самолетному

сания производится разгон до некоторой скорости V_H , превышающей минимальную скорость горизонтального полета, после чего вертолет осуществляет набор высоты для преодоления препятствия (рис. 1.6, б). Этот тип взлета получил название взлета по-вертолетному.

Если при максимальной мощности двигателей висения на минимальной высоте разгона невозможно (рис. 1.6, в), то взлет вертолета возможен только после разбега, т.е. по-самолетному. Такой взлет в общем случае состоит из разбега, отрыва, дальнейшего разгона до скорости, превышающей минимальную скорость горизонтального полета, и последующего набора высоты для преодоления препятствия.

Возможные посадочные траектории вертолета сходны со взлетными. При вертикальной посадке торможение до зависания выполняется над препятствиями, после чего производится вертикальное снижение и приземление. При посадке по-вертолетному вертолет переводится на планирование с горизонтальной составляющей скорости, а затем по мере приближения к месту посадки выполняется торможение с последующим зависанием на небольшой высоте и вертикальным приземлением. На траектории посадки по-самолетному можно выделить участки планирования с горизонтальной составляющей скорости, выравнивания с предварительным торможением до скорости касания и пробега после приземления. При выборе траектории взлета и посадки обычно руководствуются следующими соображениями.

Во-первых, взлетные и посадочные дистанции должны быть достаточно малыми, чтобы позволять эксплуатировать вертолет с площадок ограниченных размеров при большой полезной нагрузке. Это обстоятельство налагает определенные требования на выбор допустимой полетной массы.

Во-вторых, в большинстве случаев траектории взлета и посадки при нормальной работе силовой установки должны быть такими, чтобы в случае отказа двигателя обеспечивалась безопасность полета, т.е. чтобы вертолет при движении по траекториям взлета и посадки не выходил на режимы с такими сочетаниями скорости и высоты, которые являются опасными в случае отказа двигателей.

Вертикальный взлет и посадка требует значительного избытка мощности, которого часто можно достичь только соответствующим уменьшением массы полезной нагрузки (полезного груза или запаса топлива). Кроме того, при вертикальном взлете вертолет выходит на опасные в случае отказа двигателя режимы полета. По этим двум причинам вертикальные взлет и посадка применяются очень редко и используются только в случаях крайней тактической необходимости.

Методы взлета и посадки по-вертолетному наиболее широко применяются при эксплуатации вертолетов, так как позволяют выполнять полет с большой платной нагрузкой и при этом обеспечить безопасность полета в случае отказа двигателя.

Взлет и посадка по-самолетному так же, как и вертикальные взлеты и посадки, применяются редко, так как для их выполнения требуются площадки больших размеров, к качеству поверхностей которых предъявляются высокие требования.

Потребные дистанции для взлета и посадки в основном зависят от располагаемых избытков мощности $N_e - N_{потр}$ на режиме висения и изменения их по скорости полета, а также от выбранных методов и условий взлета и посадки

$$L_{взл}, L_{пос} = f(n_{тк}, n, W, m, h, V, p_H, T_H). \quad (1.11)$$

Задачами летных испытаний вертолетов являются нахождение рациональных методов пилотирования, определение траекторий с минимальными взлетными и посадочными дистанциями и получение значений ВПХ в ожидаемых условиях эксплуатации.

1.2. ТРЕБОВАНИЯ К ЛЕТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ВЕРТОЛЕТОВ С УЧЕТОМ ИХ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

Под летной годностью вертолета понимается его способность выполнять безопасный полет в ожидаемых условиях при установленных методах пилотирования [24], которая достигается путем создания у него соответствующих летных характеристик. Требования к летной годности вертолетов, так же как и самолетов [24], основываются на нормировании вероятностей возникновения опасных для жизни людей катастрофических и аварийных ситуаций при отказах различных агрегатов и бортовых систем.

В нормах летной годности гражданских вертолетов СССР принято, что вероятности аварийных и катастрофических ситуаций не должны соответственно превышать:

$$\begin{aligned} &\text{для единичного отказа системы } p_{a,c} \leq 10^{-6}, p_{k,c} \leq 10^{-8}; \\ &\text{для возможной совокупности отказов систем } p_{a,c} \leq 10^{-5}, p_{k,c} \leq 10^{-6}. \end{aligned}$$

Исходя из этих положений устанавливаются требования к летным и взлетно-посадочным характеристикам вертолета при отказах функциональных систем или возможных изменениях летных характеристик в процессе эксплуатации. В отечественных и зарубежных нормах летной годности вертолетов в качестве одного из основных нормируемых случаев принят отказ одного двигателя, так как он является причиной значительной части всех авиационных происшествий, вызывая значительное ухудшение летных и взлетно-посадочных характеристик вертолета, что весьма отрицательно влияет на безопасность полета.

Обоснованность нормирования вероятности отказа двигателей как одного из основных видов отказов функциональных систем качественно

и количественно подтверждается значением вероятности отказа современных авиационных ГТД, которая лежит в пределах $10^{-4} \dots 10^{-5}$, что значительно больше допустимых вероятностей появления аварийных и катастрофических ситуаций. Одновременный отказ двух независимо работающих двигателей поэтому можно отнести к событиям практически невероятным.

Характеристики взлета и полета по маршруту при отказе одного двигателя

При отказе одного двигателя безопасность полета должна обеспечиваться на всех этапах полета от взлета до посадки. Это требование обуславливает необходимость выбора таких взлетно-посадочных и летных характеристик, а следовательно, и полетных масс, при которых в случае отказа двигателя возможно либо прекращение полета и безопасная посадка в любой точке маршрута, либо продолжение полета и посадка в начальной или конечной точках маршрута.

Требование продолжения полета при отказе одного двигателя является обязательным в тех случаях, когда посадка по условиям приземления или по тактическим соображениям практически исключается.

Способность к продолжению полета при отказе двигателя (при заданном уровне безопасности) по существу расширяет возможности применения вертолета по состоянию местности, над которой совершается полет в визуальных условиях, и по сложности метеоусловий, так как при посадке на подготовительную площадку, оборудованную соответствующими средствами, расширяются взлетный и посадочный метеоминимумы. Однако обеспечение такого качества у двухдвигательных вертолетов требует значительной энерговооруженности на режиме висения при нормальной работе двигателей, что ведет к весьма существенному понижению весовой отдачи вертолета и ухудшает его экономичность. Вместе с тем, вертолет с увеличенной полетной массой, при которой невозможно продолжение полета, в случае отказа одного двигателя, т.е. при частичной и даже при полной потере мощности, может выполнить безопасную посадку без пробега или с небольшим пробегом на неподготовленную площадку небольших размеров. Такие вертолеты успешно эксплуатируются в достаточно широком диапазоне метеоусловий над различной местностью.

В нормах летной годности в зависимости от значений располагаемых вертикальных скоростей и ВПХ при одном отказавшем двигателе вертолеты разделяются на три категории. Принадлежность к той или иной категории характеризует также способность вертолета продолжать полет по маршруту и выполнять продолженные и прерванные взлеты и посадки.

К высшей категории относят вертолеты, которые при отказе одного двигателя:

на взлете — либо прекращают взлет и совершают посадку на рабочую

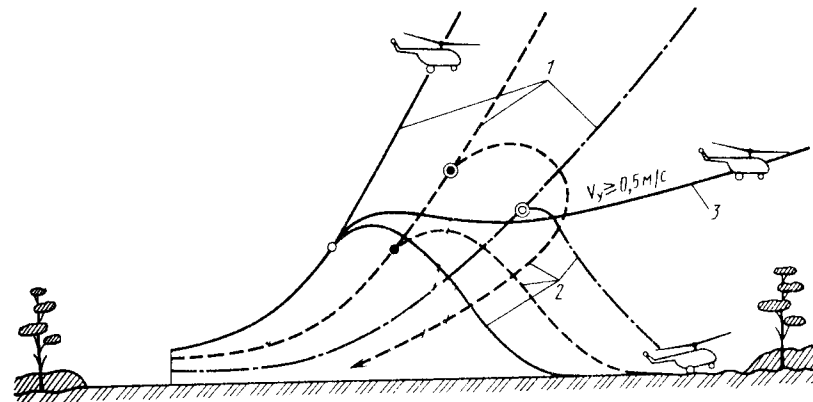


Рис. 1.7. Схемы взлетов вертолетов высшей (—), первой (---), второй (-.-.-) категорий при нормальной работе двигателей и в случае отказа одного двигателя:
1 — нормального; 2 — прерванного; 3 — продолженного; ○, ⊙, ⊗ — критические точки

площадку, либо продолжают взлет для последующего захода на посадку (рис. 1.7);

на маршруте — продолжают полет и выполняют посадку на рабочие площадки в начальной или конечной точках маршрута или на запасную площадку;

при заходе на посадку — совершают либо посадку, либо прерванную посадку с уходом на второй круг.

Вертикальная скорость вертолета высшей категории с одним неработающим двигателем должна быть не менее 0,5 м/с при продолженном взлете и прерванной посадке на участке начального набора высоты при работе исправных двигателей на максимально возможном режиме и не менее 0,25 м/с в полете по маршруту при работе двигателей на максимальном режиме не менее 30 мин.

Вертолеты, которые при наибольшей взлетной массе в случае отказа одного двигателя на маршруте способны продолжать горизонтальный полет хотя бы на экономической скорости, относятся к первой категории.

На траектории нормального взлета вертолета первой категории можно отметить две критические точки (см. рис. 1.7). Первая критическая точка соответствует таким значениям высоты и скорости полета, при которых можно выполнить посадку без пробега. При отказе двигателя до первой критической точки посадка производится на рабочую площадку. Вторая критическая точка определяется наименьшими значениями высоты и скорости, при которых с одним отказавшим двигате-

лем можно совершить разворот и посадку на рабочую площадку взлета. При полете по траектории выше второй критической точки также можно вернуться для посадки на рабочую площадку.

Таким образом, вертолет первой категории может осуществлять посадку на рабочие площадки в начальном и конечном пунктах маршрута из любой точки на взлетной траектории (за исключением участка между первой и второй критическими точками) и при полете по маршруту.

В случае отказа двигателя на участке траектории между критическими точками выполняется посадка на площадку, примыкающую к рабочей.

Вероятность отказа двигателя на этом участке зависит от вероятности отказа $\bar{p}_{\text{дв}}$ двигателя при одном часе его работы и времени Δt полета вертолета между двумя критическими точками

$$\bar{p} = \frac{\Delta t}{3600} \bar{p}_{\text{дв}}.$$

Видно, что $\bar{p}$ существенно меньше $\bar{p}_{\text{дв}}$, так как значение Δt при рациональном выборе траектории мало.

Из сказанного следует, что вертолеты первой категории при отказе двигателя в большинстве случаев осуществляют посадку на подготовленную площадку. Однако транспортная эффективность у вертолетов первой категории значительно выше, чем у вертолетов высшей категории.

К значительной по численности второй категории относятся однодвигательные и многодвигательные вертолеты, которые при отказе одного двигателя совершают полет со снижением. Поэтому посадка в этом случае производится, как правило, на неподготовленную площадку. Критическая точка на траектории нормального взлета для этих вертолетов соответствует наименьшим значениям высоты и скорости, при которых возможна посадка с минимальным пробегом. Если траектория взлета выбрана так, что из любой ее точки обеспечивается посадка без пробега или с одинаковой скоростью касания, то задание критической точки теряет смысл.

Очевидно, что многодвигательный вертолет может эксплуатироваться в зависимости от полетной массы по разным категориям. Переход от высшей категории ко второй сопровождается значительным увеличением транспортной эффективности. Однако при этом сужаются условия безопасной эксплуатации вертолета при отказе двигателя.

Посадочные характеристики вертолета при отказах двигателей

Чтобы любая посадка вертолета при нормальной работе силовой установки (или в случае отказа двигателей) была безопасной, должны выполняться следующие условия.

Во-первых, горизонтальная скорость вертолета в момент касания не должна превышать некоторого допустимого значения $V_{\text{кас max}}$, ограничиваемого по условиям прочности шасси и обычно зависящего от состояния поверхности площадки (наличие неровностей, плотность грунта и др.).

Во-вторых, вертикальная скорость снижения должна быть уменьшена так, чтобы вертикальная перегрузка при приземлении не превышала некоторого максимального значения.

В-третьих, к моменту приземления необходимо, чтобы вертолет имел посадочный угол тангажа и близкий к нулевому угол крена, а также не имел сноса относительно земли.

При нормальной работе двигателей трудностей в выполнении этих требований обычно не возникает. Возможность посадки с отказавшими двигателями зависит от ряда аэродинамических, конструктивных и массовых характеристик винта вертолета, от характеристик его управляемости в случае отказа двигателя, а также от исходного режима полета, определяемого значениями горизонтальной и вертикальной скоростей и высоты полета, при которых произошел отказ двигателя.

Наиболее сложной при отказах двигателей является посадка на режиме самовращения несущего винта, так как вертикальные скорости снижения при этом достигают больших значений.

Основным способом уменьшения вертикальной скорости является использование кинетической энергии движения вертолета и вращения винта путем энергичного торможения вертолета и резкого увеличения — "подрыва" общего шага винта перед приземлением. Такая посадка возможна при обязательном условии, что скорость в начале предпосадочного маневра не меньше некоторого значения $V_{\text{пл min}}$. Это обусловлено тем, что на малых скоростях полета вертикальная скорость снижения вертолета значительно возрастает (рис. 1.8), а гашение ее торможением

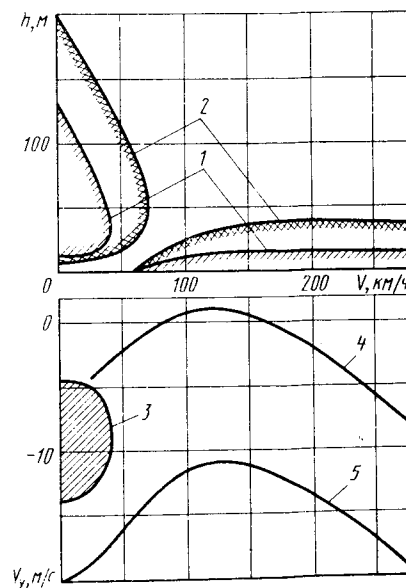


Рис. 1.8. Опасные зоны полета $h - V$ и вертикальные скорости одновинтового двухдвигательного вертолета: 1 — отказ одного двигателя; 2 — отказ обоих двигателей; 3 — зона режимов вихревого кольца; 4 — $V_y = f(V)$ при отказе одного двигателя; 5 — $V_y = f(V)$ на режиме авторотации винта

на этих режимах становится неэффективным. Посадку на режиме самовращения винта можно выполнить при любой исходной скорости, большей $V_{пл\ min}$. Однако чем больше исходная скорость, тем сложнее техника пилотирования на предпосадочном маневре. Если отказ двигателей произошел на скорости, меньшей $V_{пл\ min}$, то посадку можно совершить либо если высота полета достаточна для разгона вертолета таким образом, чтобы на $H_{п.м}$ скорость полета и угол тангажа вертолета соответствовали значениям, при которых летчик начинает предпосадочный маневр, либо если высота полета мала и увеличивающуюся вертикальную скорость снижения к моменту приземления можно уменьшить до приемлемого значения в основном подрывом общего шага винта. Таким образом, на малых скоростях и высотах полета вертолетов существует опасная совокупность режимов полета, так называемая опасная зона $h - V$ в случае отказа всех двигателей (см. рис. 1.8). Кроме зоны $h - V$ на малых скоростях полета имеется также зона опасных при отказе всех двигателей сочетаний высоты и скорости на средних и больших скоростях полета (см. рис. 1.8), которая обусловлена необходимостью запаса высоты, потребного для обнаружения отказа, торможения и выполнения посадки.

Таким образом, посадочные характеристики при отказе всех двигателей могут быть определены исходя из посадок двух типов: посадкой, при которой высота и скорость позволяют выполнить предпосадочный маневр с энергичным торможением вертолета и подрывом общего шага винта, и посадкой, при которой вследствие малой высоты вертолету придается только посадочное положение и путем подрыва общего шага винта вертикальная скорость к моменту приземления уменьшается до допустимого значения.

Для многодвигательных вертолетов более важное значение для безопасности полетов имеют зоны $h - V$ для случая не полной, а частичной потери мощности двигателей. Возникновение этих зон у многодвигательных вертолетов обусловлено следующими особенностями изменения избытков мощности для рассматриваемых типов отказов.

Вследствие характерного для горизонтального полета изменения потребной мощности при реально реализуемом уровне энерговооруженности вертикальная скорость снижения двухдвигательных вертолетов, получивших наибольшее распространение, при отказе одного двигателя на малых и больших скоростях полета достигает больших значений. При скоростях полета менее 50 км/ч происходит дополнительное увеличение вертикальной скорости снижения вследствие выхода вертолета на режимы вихревого кольца (см. рис. 1.8).

При таких особенностях изменения вертикальной скорости снижения методика выполнения посадки в случае отказа одного двигателя имеет много сходного с методикой посадки на режиме самовращения винта. Разница заключается в том, что по мере повышения категории

вертолета, а следовательно, и мощности исправно работающих двигателей, потребные расходы ручки управления, диапазоны изменения угла тангажа при торможении и общего шага винта при подрыве существенно уменьшаются. Это упрощает технику пилотирования, у летчика появляются большие возможности для исправления возможных ошибок.

Взлетно-посадочные траектории при нормальной работе и при отказах двигателей должны выбираться так, чтобы сочетания высоты и скорости не попадали в опасные зоны $h - V$. Наибольшая безопасность полетов обеспечивается в случае, когда зависимости изменения скорости по высоте полета при заходе на посадку с нормально работающими двигателями и при их отказах мало различаются между собой. Тогда в случае отказа двигателя летчику нет необходимости производить дополнительное маневрирование для изменения скорости в условиях острого дефицита времени.

Опасные зоны $h - V$ должны учитываться также при назначении максимальных и минимальных скоростей на небольших высотах полета.

Из сказанного следует, что требования летной годности вызывают необходимость обоснованного выбора для каждой заявленной категории вертолета полетной массы и обуславливают определение следующих летных и взлетно-посадочных характеристик:

скороподъемности или характеристик снижения при отказе одного двигателя;

ограничений полетной массы в ожидаемых условиях эксплуатации для принятых категорий вертолета;

характеристик продолженного взлета и прерванной посадки для высшей категории;

характеристик прерванного взлета и прерванной посадки для всех категорий;

зон опасных при отказе двигателей сочетаний высоты и скорости полета $h - V$.

Так как требования к безопасности полета при отказе двигателя весьма существенно влияют на полетную массу и взлетные и посадочные дистанции, то весьма актуальным является определение режимов полета и методов пилотирования, при которых реализуются наилучшие характеристики вертолета с учетом безопасности полета.

1.3. ПОКАЗАТЕЛИ ТОПЛИВНОЙ И ТРАНСПОРТНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЕРТОЛЕТОВ

Интегральным показателем экономической эффективности транспортного ЛА является удельная себестоимость выполнения транспортной работы, равная отношению суммарных затрат на его разработку, испытания, постройку серийных образцов, эксплуатацию и ремонт ко

всей произведенной работе за время летной эксплуатации аппарата [11], т.е. за суммарный летный ресурс:

$$\bar{C} = \frac{C_p/N + C_{пр} + C_{э.р}}{\Sigma m_{гр} gL},$$

где C_p/N , $C_{пр}$, $C_{э.р}$ — соответственно стоимости разработки, постройки, эксплуатации и ремонта одного ЛА; $\Sigma m_{гр} gL$ — суммарная произведенная работа за все время эксплуатации.

Разделив числитель и знаменатель на суммарный летный ресурс $\Sigma \tau_{рес}$, получим

$$\bar{C} = \frac{C_{л.ч}}{gm_{гр} V_{ср}}, \quad (1.12)$$

где $m_{гр}$ — масса перевозимого груза; $C_{л.ч}$ — стоимость эксплуатации одного летного часа; $gm_{гр} V_{ср}$ — производительность ЛА при полете на заданную дальность.

При сравнительной оценке эффективности разных типов ЛА этот критерий использовать нельзя, так как он не учитывает затраты на постройку и эксплуатацию всего комплекса средств аэродромного обеспечения, необходимого для применения данного ЛА [11], т.е. не учитывает его взлетно-посадочных свойств. Поэтому для сравнительной оценки используются обобщенные критерии, учитывающие все виды затрат.

Однако и себестоимость производимой работы, и обобщенные критерии, определяющие эффективность использования парка ЛА, зависят от большого числа факторов, часть из которых (производительность труда и техническая оснащенность на заводах-изготовителях и в эксплуатирующих организациях и т.д.) не отражает технического совершенства ЛА. Поэтому для оценки технико-экономического совершенства транспортных ЛА данного типа широко используют критерии их функциональной эффективности [7, 11, 33, 34]. Общая целевая возможность вертолета как транспортного средства характеризуется зависимостью массы перевозимого груза от дальности полета $m_{гр} = f(L)$. Эта зависимость определяет объективные показатели транспортной эффективности:

произведенную работу при полете на заданную дальность

$$A = m_{гр} gL,$$

производительность

$$\Pi = \frac{A}{t_{пол}} = m_{гр} g k_V V_{кр} \quad (1.13)$$

и удельную производительность

$$\bar{\Pi} = \frac{\Pi}{m_{взл}} = k_V V_{кр} g (\bar{k} - \bar{m}_T), \quad (1.14)$$

где величины A , Π и $\bar{\Pi}$ выражены соответственно в даН·км, даН·км/ч и (даН·км/ч)/кг; $t_{пол}$ — общее время полета от взлета до посадки; $k_V = V_{ср}/V_{кр}$ — отношение средней скорости к крейсерской; $\bar{k} = m_{пол.зн}/m_{взл}$ — коэффициент весовой отдачи; $\bar{m}_T = m_T/m_{взл}$ — относительная масса топлива; $m_{пол.зн} = m_{гр} + m_T$ — масса полезной нагрузки.

Стоимость топлива составляет значительную часть стоимости летного часа. Поэтому энергетическое совершенство вертолета — важный показатель его топливной и, следовательно, экономической эффективности. Наиболее значительным показателем топливной эффективности является количество топлива, затрачиваемое на единицу транспортной работы:

$$C_L = \frac{m_T}{m_{гр} gL} = \frac{G_{т.ср}}{m_{взл} (\bar{k} - \bar{m}_T) V_{ср} g} = \frac{\bar{q}}{(\bar{k} - \bar{m}_T) g}, \quad (1.15)$$

где $\bar{q} = G_{т.ср}/(m_{взл} V_{ср})$ — средний относительный километровый расход топлива при полете на заданную дальность; величина C_L выражена в кг/даН·км.

При определении C_L по результатам летных испытаний необходимо учитывать выработку топлива на всех этапах полета. В связи с этим возникает задача найти режимы полета, на которых C_L имеет минимальное значение.

Однако этот показатель не учитывает продолжительность выполнения транспортной работы. Два транспортных средства, например, автомобиль при перевозках по бездорожью и винтовой самолет, могут иметь примерно одинаковые значения C_L [7], хотя время выполнения ими транспортной операции будет различаться в десятки раз. Поэтому представляется весьма заманчивым найти такой показатель транспортной эффективности, который бы учитывал комплексно и производительность, и топливную экономичность. В качестве такого показателя М.Н. Тищенко предложил использовать приведенную производительность, являющуюся частным от деления относительной производительности на относительный километровый расход топлива [33]:

$$\tilde{\Pi} = \frac{\bar{\Pi}}{\bar{q}} = \frac{k_V V_{кр} g m_{гр}}{q} = \frac{k_V V_{кр}}{C_L}. \quad (1.16)$$

Величина $\tilde{\Pi}$ имеет размерность (даН·км/ч)/(кг/км).

Представление $\tilde{P}$ в виде

$$\tilde{P} = \frac{m_{\text{гр}} V_{\text{ср}} L g}{m_{\text{т}}} \quad (1.17)$$

позволяет проводить оптимизацию режимов полета по максимальному значению $\tilde{P}$ в различных условиях.

Как видно из формул (1.15), (1.17), показатели C_L и $\tilde{P}$ изменяются в широких пределах в зависимости от массы перевозимого груза, которая при заданном запасе топлива определяется взлетной массой вертолета. Очевидно, что эти показатели связаны с ВПХ и безопасностью полета при отказе одного двигателя, т.е. с категориями вертолета, установленными нормами летной годности.

2. ПОДОБИЕ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

2.1. ПОДОБИЕ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ВЕРТОЛЕТНЫХ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

При проведении летных испытаний вертолетов ставится задача определения их летных характеристик не только для конкретных условий, в которых проводятся испытания, но и для любых заданных. Развитие методов летных испытаний вертолетов позволило успешно решить эту проблему с использованием теории подобия применительно к вертолетам с ГТД. Аналогичные методы широко используются при летных испытаниях самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями [5, 16, 30].

При обосновании общих закономерностей, характеризующих режимы полета вертолета, называемые подобными, важную роль играют зависимости характеристик вертолетного турбовального двигателя от условий полета и от параметров, определяющих режим работы двигателя. Теория подобия режимов работы вертолетных турбовальных двигателей, основанная на анализе зависимостей между параметрами воздуха и газа, движущихся по тракту двигателя, и применении теории размерностей, изложена в книгах [2, 19].

Напомним основные выводы, следующие из них.

При условии сохранения геометрического подобия газозвдушного тракта режимы работы двигателя будут подобны, если на них остаются постоянными любые сочетания трех приведенных параметров, являющихся определенными комбинациями с температурой и давлением наружного воздуха следующих пяти параметров: частот вращения турбо-

компрессора и свободной турбины, часового расхода топлива, давлений и температур в различных сечениях двигателя, т.е.

$$n_{\text{тк.пр}} = n_{\text{тк}} \sqrt{\frac{T_{\text{с}}}{T_{\text{Н}}}}; \quad n_{\text{пр}} = n \sqrt{\frac{T_{\text{с}}}{T_{\text{Н}}}};$$

$$G_{\text{т.пр}} = G_{\text{т}} \frac{p_{\text{с}}}{p_{\text{Н}}} \sqrt{\frac{T_{\text{с}}}{T_{\text{Н}}}}; \quad p_{\text{к.пр}} = p_{\text{к}} \frac{p_{\text{с}}}{p_{\text{Н}}}; \quad T_{\text{г.пр}} = T_{\text{г}} \frac{T_{\text{с}}}{T_{\text{Н}}} \text{ и т.д.}$$

На подобных режимах остается постоянной и приведенная мощность двигателя. Таким образом, можно записать зависимости

$$\begin{aligned} N_{\text{епр}} &= f(G_{\text{т.пр}}, n_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}) \text{ или} \\ N_{\text{епр}} &= f(n_{\text{тк.пр}}, n_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}) \text{ или} \\ N_{\text{епр}} &= f(p_{\text{к}}, n_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}). \end{aligned} \quad (2.1)$$

Массовый расход топлива зависит от следующих величин:

$$\begin{aligned} G_{\text{т.пр}} &= f(n_{\text{тк.пр}}, n_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}) \text{ или} \\ G_{\text{т.пр}} &= f(p_{\text{к}}, n_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}). \end{aligned} \quad (2.2)$$

Как видно, число параметров, определяющих режим двигателя, сокращается с пяти до трех, так как температура и давление косвенно входят в приведенные величины. Это позволяет в конкретных случаях в условиях полета получать обобщенные зависимости, которые остаются справедливыми для любого сочетания атмосферных и эксплуатационных параметров, что позволяет существенно сократить объем летных испытаний и обосновать методы пересчета летных характеристик на любые заданные условия полета.

При проведении летных испытаний необходимо учитывать степень влияния приведенных параметров на мощность двигателя, а следовательно, и на летные характеристики вертолета.

Наибольшее влияние на $N_{\text{епр}}$ оказывают величины $G_{\text{т.пр}}$ или $n_{\text{тк.пр}}$. Зависимость $N_{\text{епр}} = f(G_{\text{т.пр}})$ близка к линейной, а кривая $N_{\text{епр}} = f(n_{\text{тк.пр}})$ в области рабочих режимов имеет весьма большую производную $N_{\text{епр}}$ по $n_{\text{тк.пр}}$ [2], что обуславливает высокие требования к точности измерения $n_{\text{тк.пр}}$ при летных испытаниях.

При $n_{\text{тк.пр}} = \text{const}$ $N_{\text{епр}}$ имеет пологий максимум по $n_{\text{пр}}$. Обычно рабочая частота вращения свободной турбины в стандартных условиях выбирается в области максимума $N_{\text{епр}}$. При $n = \text{const}$ и значительных отклонениях температуры от стандартной уменьшение мощности за счет изменения $n_{\text{пр}}$ может составлять 5 %, что будет заметно влиять на летные характеристики вертолета (рис. 2.1).

В диапазоне изменения $V_{\text{пр}}$ от 0 до 350 км/ч, характерном для вертолетов, $N_{\text{епр}}$ монотонно возрастает на 3 ... 5 %.

Если у двигателя с изменяемой геометрией тракта угол установки лопаток

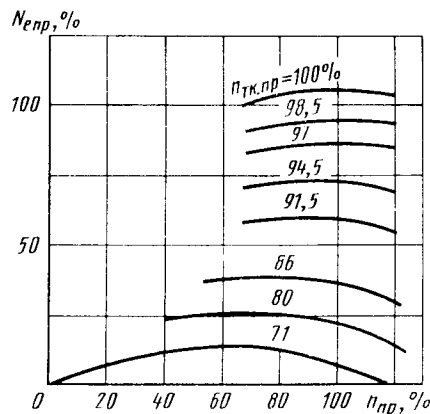


Рис. 2.1. Зависимость эффективной мощности турбовального двигателя от частоты вращения свободной турбины и турбокомпрессора

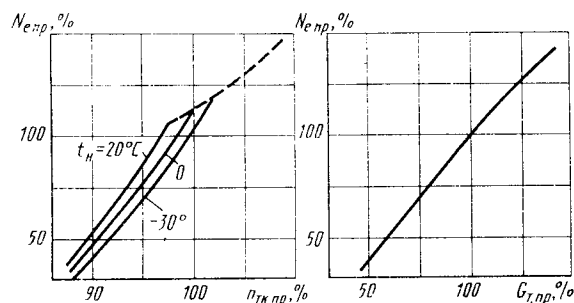


Рис. 2.2. Влияние температуры воздуха на зависимости $N_{епр} = f(n_{TK,пр})$ и $N_{епр} = f(G_{T,пр})$ турбовального двигателя с изменяемой геометрией турбокомпрессора:

— $\varphi_{н,а} = \text{var}$; --- $\varphi_{н,а} = \text{const}$

направляющих аппаратов компрессора $\varphi_{н,а}$ зависит не только от $n_{TK,пр}$, но и от T_H , то приведенные характеристики такого двигателя могут "распаиваться" по температуре [2]. На рис. 2.2 показан пример зависимости $N_{епр} = f(n_{TK,пр}, t_H)$ для одного из двигателей. Экспериментальные данные показывают, что если для такого двигателя вместо $n_{TK,пр}$ выбрать другой параметр, определяющий режим его работы, например, $G_{T,пр}$ или π_K , то на приведенную зависимость $N_{епр} = f(G_{T,пр})$ или $N_{епр} = f(\pi_K)$ температура воздуха не влияет (см. рис. 2.2). Это позволяет применять методы теории подобия для определения расходов топлива вертолета в летных испытаниях.

Сформулированные законы подобия для одноконтурных турбовальных двигателей справедливы и для двигателей, у которых турбокомпрессор имеет контур высокого и низкого давления. В качестве критерия подобия для таких двигателей можно вместо $G_{T,пр}$ принимать приведенные частоты вращения компрессоров высокого $n_{TK,пр}^{в.д.}$ или низкого $n_{TK,пр}^{н.д.}$ давления, так как между ними на установившихся режимах существует однозначная связь.

Приведенные зависимости $N_{епр} = f(n_{TK,пр}, n_{пр}, V_{пр})$ или $N_{епр} = f(G_{T,пр}, n_{пр}, V_{пр})$ однозначно определяют влияние барометрического давления и температуры на мощность двигателя. Для этого необходимо только задать режим двигателя. Обычно режим двигателя задается законом изменения двух параметров, например, n_{TK} и n .

На режимах, имеющих наибольшую заданную мощность, например номинальном, взлетном и чрезвычайном, обычно вводятся ограничения на значения некото-

рых параметров, т.е. устанавливают их предельно допустимые значения. Именно на этих режимах определяют большинство летных характеристик (T_{max} , $N_{вис}$, $V_{утах}$, $N_{практи}$ и др.).

Рассмотрим методику пересчета к заданным условиям характеристик вертолетного турбовального двигателя.

Применяя к приведенным зависимостям (2.1) метод дифференциальных поправок [2], можно найти следующие формулы для подсчета относительного изменения мощности двигателя:

$$\frac{\delta N_{е}}{N_{е}} = N_{n_{TK}} \frac{\delta n_{TK}}{n_{TK}} + N_n \frac{\delta n}{n} + N_V \frac{\delta V}{V} + \frac{1}{2} (1 - N_{n_{TK}} - N_n - N_V + 2N_T) \frac{\delta T_H}{T_H} + \frac{\delta p_H}{p_H}; \quad (2.3)$$

$$\frac{\delta N_{е}}{N_{е}} = N_{G_T} \frac{\delta G_T}{G_T} + N_n \frac{\delta n}{n} + N_V \frac{\delta V}{V} + \frac{1}{2} (1 - N_{G_T} - N_n - N_V) \frac{\delta T_H}{T_H} + (1 - N_{G_T}) \frac{\delta p_H}{p_H}, \quad (2.4)$$

$$\text{где } N_{n_{TK}} = \frac{n_{TK,пр}}{N_{епр}} \frac{\partial N_{епр}}{\partial n_{TK,пр}}; N_n = \frac{n_{пр}}{N_{епр}} \frac{\partial N_{епр}}{\partial n_{пр}};$$

$$N_V = \frac{V_{пр}}{N_{епр}} \frac{\partial N_{епр}}{\partial V_{пр}}; N_T = \frac{T_H}{N_{епр}} \frac{\partial N_{епр}}{\partial T_H}; N_{G_T} = \frac{G_{T,пр}}{N_{епр}} \frac{\partial N_{епр}}{\partial G_{T,пр}}$$

— логарифмические показатели, характеризующие влияние изменения величин $n_{TK,пр}$, $G_{T,пр}$, $n_{пр}$, $V_{пр}$ и T_H на $N_{епр}$.

Входящие в эти формулы отклонения фактических значений x_f различных величин $x(n_{TK}, n \text{ и др.})$ от их заданных значений x_3 подсчитываются как разности

$$\delta x = x_3 - x_f. \quad (2.5)$$

Показатели N_{G_T} , $N_{n_{TK}}$, N_n , N_V и N_T определяют по соответствующим характеристикам двигателя, применяя методы графического или численного дифференцирования. Величины относительного изменения расхода топлива $\delta G_T/G_T$ и частоты вращения турбокомпрессора $\delta n_{TK}/n_{TK}$ на рассматриваемом режиме работы двигателя при переходе от одних условий полета к другим не являются независимыми переменными, а обуславливаются принятыми законами регулирования подачи топлива двигателя.

Если эти законы регулирования можно выразить аналитическими зависимостями, то величины $\delta G_T/G_T$ и $\delta n_{TK}/n_{TK}$ определяют, используя метод дифференциальных поправок. В общем случае на большинстве интересующих нас режимов работы двигателя (номинальный, боевой и взлетный режимы) величина n_{TK} в зависимости от T_H и p_H ограничивается максимальными часовым расходом топлива G_{Tmax} , температурой газов перед турбиной $T_{Гmax}$, степенью сжатия воздуха в

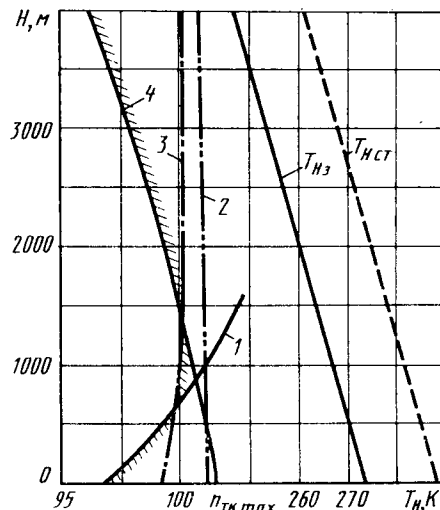


Рис. 2.3. Пример расчета максимально допустимой частоты вращения турбокомпрессора турбовального двигателя с учетом ограничений:

1 — по $G_{T,пр}$; 2 — по T_{H3} ; 3 — по p_{H3} ; 4 — по $\pi_{к,пр}$

компрессоре $\pi_{к,пр}$ и частотой вращения турбокомпрессора $n_{TK,пр}$. Для определения δn_{TK} находят допустимые значения $n_{TK,з}$ для заданных условий полета $T_{H3} = f(H)$ и $p_{H3} = f(H)$, а затем подсчитывают δn_{TK} как разность

$$\delta n_{TK} = n_{TK,з} - n_{TK,ф} \quad (2.6)$$

Для определения $n_{TK,з}$ подсчитывают значения $G_{T,пр,мах}$, $\pi_{к,мах}$ и $T_{H3,мах}$ в заданных условиях, по которым с использованием зависимостей

$$G_{T,пр} = f(n_{TK,пр}); T_{H3} = f(n_{TK,пр}); \pi_{к} = f(n_{TK,пр}) \quad (2.7)$$

находят предельные по каждому ограничению приведенные и физические значения n_{TK} . По полученным данным строят график $n_{TK,мах} = f(H)$ в заданных условиях для каждого ограничения (рис. 2.3). По этому графику для каждой высоты из четырех значений $n_{TK,мах}$ выбирают наименьшее.

Связь между величинами $\delta n_{TK}/n_{TK}$ и $\delta G_{T,пр}/G_{T,пр}$ находят, используя зависимость $n_{TK,пр} = f(G_{T,пр}, V_{пр}, n_{пр})$.

На предельных режимах обычно справедлива зависимость

$$n_{TK,пр}^* = f(G_{T,пр}^*), \quad (2.8)$$

$$\text{где } n_{TK,пр}^* = n_{TK} \sqrt{\frac{T_c}{T_H^*}}; G_{T,пр}^* = G_T \frac{p_c}{p_H^*} \sqrt{\frac{T_c}{T_H^*}}; T_H^* \text{ и } p_H^* - \text{соответственно}$$

температура и давление адиабатически заторможенного потока на входе в двигатель.

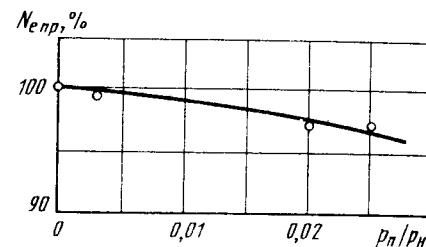
При условии $p_H = \text{const}$ и $T_H^* \approx T_H$ эта зависимость имеет вид

$$\frac{\delta G_T}{G_T} = \frac{1}{G_T^n} \frac{\delta n_{TK}}{n_{TK}} - \frac{1}{2G_T^n} (1 - G_T^n) \frac{\delta T_H}{T_H}, \quad (2.9)$$

$$\text{где } G_T^n = \frac{n_{TK,пр}^*}{G_{T,пр}^*} \frac{\partial G_{T,пр}^*}{\partial n_{TK}^*}.$$

В последнее время двигатели оснащаются измерителями крутящего момента на валу свободной турбины. Это позволяет регулировать режимы не по косвенным параметрам, определяющим максимальную мощность, а непосредственно по значению крутящего момента.

Рис. 2.4. Влияние влажности воздуха на отношение $N_{епр}$ турбовального двигателя при $n_{TK,пр} = \text{const}$



Для приведенной мощности двигателя можно записать выражение

$$N_{епр} = 0,1046 M_{к,пр} n_{пр}, \quad (2.10)$$

где $M_{к,пр} = M_{к,пр}/p_H$ — приведенный крутящий момент на валу свободной турбины.

В некотором диапазоне изменения p_H и T_H мощность на валу свободной турбины поддерживается постоянной, что при условии $n = \text{const}$ эквивалентно поддержанию постоянным крутящего момента.

Кроме этого ограничения при определенных сочетаниях p_H и T_H вводятся ограничения по T_{H3} , $\pi_{к,мах}$ и $n_{TK,мах}$.

Для пересчета мощности к заданным условиям при этих ограничениях необходимо найти максимально допустимые значения мощности в заданных условиях. Для этого необходимо воспользоваться следующими зависимостями:

$$N_{епр} = f(\pi_{к}); N_{епр} = f(n_{пр}); T_{H3} = f(\pi_{к}). \quad (2.11)$$

По заданным значениям p_{H3} , T_{H3} и $n_{з}$ и $M_{к,мах}$, T_{H3} подсчитывают значения приведенных величин $M_{к,пр,мах}$, $n_{пр}$ и $T_{H3,мах}$. Затем по $M_{к,пр,мах}$ и $n_{пр}$ находят значения приведенной мощности $N_{епр}$.

По значениям $T_{H3,мах}$ и $\pi_{к,мах}$ и зависимостям (2.11) определяют значения приведенной мощности для этих ограничений с учетом поправки на отклонение $n_{пр}$. Полученные таким образом три зависимости $N_{епр} = f(H)$ наносятся на один график, по которому для каждой высоты берется наименьшее значение $N_{епр}$. В результате получают одну зависимость $N_{епр,з} = f(H)$, а следовательно, и $N_{ез} = f(H)$. Относительное изменение мощности при переходе от фактических условий к заданным может быть найдено по формуле

$$\frac{\delta N_e}{N_e} = \frac{2(N_{ез} - N_{епр})}{N_{ез} + N_{епр}}. \quad (2.12)$$

Кроме перечисленных параметров заметное влияние на мощность турбовального двигателя может оказывать абсолютная влажность воздуха.

Летом даже на средних широтах, особенно во влажном климате, отношение парциального давления пара p_H к атмосферному давлению может достигать 0,03 ... 0,04. Как видно из графика на рис. 2.4, в этом случае мощность заметно уменьшается, что особенно может быть чувствительным на режимах висения, взлета и посадки вертолета.

2.2. ПОДОБИЕ УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМОВ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Под подобными установившимися режимами прямолинейного полета вертолета с ГТД будем понимать такие режимы, на которых соответственно равны углы, определяющие положение аппарата относительно выбранной системы координат, т.е. углы тангажа ϑ , крена γ и рыскания ψ , а отношения всех других параметров, характеризующих движение вертолета, и затраты энергии, остаются постоянными. Эти отношения одноименных величин, называемые критериями подобия, согласно первой теореме подобия [17, 30] у подобных явлений имеют одинаковые значения. Из второй теоремы подобия следует, что вид критериев подобия может быть установлен по дифференциальным уравнениям движения объекта.

Как было показано в гл. 1, летные характеристики вертолетов в поступательном полете определяются на установившихся прямолинейных режимах. Это позволяет существенно упростить нахождение критериев подобия режимов, так как система дифференциальных уравнений движения вырождается в систему алгебраических уравнений.

При рассмотрении уравнений движения примем следующие допущения.

1. На подобных режимах полета вертолет имеет одинаковую боковую балансировку. Как известно, на установившихся прямолинейных режимах летчик стремится выполнять полет без крена ($\gamma = 0$), что приводит к полету либо без скольжения, либо с определенным законом изменения угла скольжения по скорости.

2. Влиянием изменения числа Re на подобных по другим критериям режимах полета на аэродинамические характеристики винтов и фюзеляжа вертолета можно пренебречь, так как обычно они работают в области автоматодельности по числу Re .

3. На эксплуатационных режимах полета аэроупругость агрегатов вертолета не оказывает заметного влияния на аэродинамические, а следовательно, и на летные характеристики вертолета.

Для последующего анализа силы и моменты, действующие на вертолет, а также его массу и потребную мощность удобно представлять в приведенном виде

$$P_{пр} = P \frac{p_c}{p_H}; M_{пр} = M \frac{p_c}{p_H}; m_{пр} = m \frac{p_c}{p_H};$$

$$N_{пр} = N \frac{p_c}{p_H} \sqrt{\frac{T_c}{T_H}}. \quad (2.13)$$

Тогда можно составить следующую систему уравнений (рис. 2.5) в проекциях на оси скоростной системы координат:

$$T_{пр} \cos \alpha_H - H_{пр} \sin \alpha_H - m_{пр} g \cos \vartheta_a + Y_{пл.пр} = 0;$$

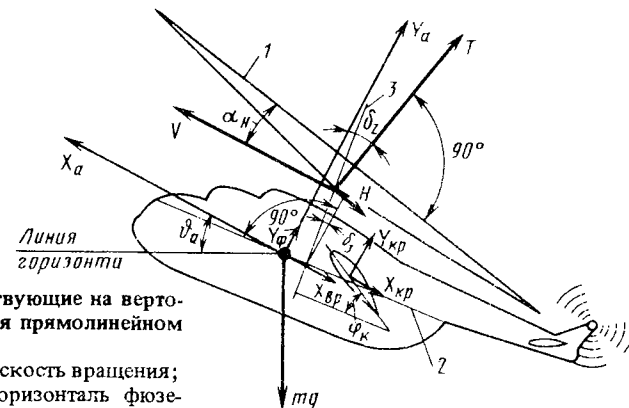


Рис. 2.5. Силы, действующие на вертолет в установившемся прямолинейном полете:
1 – эффективная плоскость вращения;
2 – строительная горизонталь фюзеляжа;
3 – конструктивная ось вращения

$$T_{пр} \sin \alpha_H + H_{пр} \cos \alpha_H + m_{пр} g \sin \vartheta_a + X_{пл.пр} = 0; \quad (2.14)$$

$$-T_{пр} x_{ЦМ} + H_{пр} y_{ЦМ} + T_{пр} y_{ЦМ} \delta_z + M_{зав.пр} + M_{запл.пр} = 0,$$

где $x_{ЦМ}$ – расстояние от центра масс вертолета до конструктивной оси вращения винта; $y_{ЦМ}$ – расстояние от центра масс до втулки винта по конструктивной оси вращения винта. Используя закономерности аэродинамики вертолета, а также учитывая, что между эффективным углом атаки винта α_H , балансировочным углом δ_z и углами атаки фюзеляжа, крыла и стабилизатора при конструктивных значениях углов заклинивания винта, крыла и стабилизатора $\delta_3, \epsilon_{кр}, \epsilon_{ст}$ имеется однозначная связь (см. рис. 2.5)

$$\alpha_\phi = \alpha_H + \delta_3 - \delta_z;$$

$$\alpha_{кр} = \alpha_H + \delta_3 - \delta_z + \epsilon_{кр}; \quad (2.15)$$

$$\alpha_{ст} = \alpha_H + \delta_3 - \delta_z + \epsilon_{ст},$$

можно показать [4, 8], что приведенные силы и моменты, входящие в систему уравнений (2.14), являются функциями следующих величин:

$$Y_{пл.пр} = f(\alpha_H, \delta_z, V_{пр});$$

$$X_{пл.пр} = f(\alpha_H, \delta_z, V_{пр});$$

$$M_{зпл.пр} = f(\alpha_H, \delta_z, V_{пр});$$

$$T_{пр} = f(\varphi_3, \alpha_H, V_{пр}, n_{пр});$$

$$H_{пр} = f(\varphi_3, \alpha_H, V_{пр}, n_{пр}); \quad (2.16)$$

$$M_{зв.пр} = f(\varphi_3, \alpha_n, \gamma_L, V_{пр}, n_{пр}),$$

где $V_{пр} = V\sqrt{T_c/T_H}$ – приведенная скорость полета; $n_{пр} = n\sqrt{T_c/T_H}$ – приведенная частота вращения винта; $\gamma_L = \rho a_\infty b R^4 / (2J_{г.ш})$ – массовая характеристика лопасти; $\varphi_3 = \varphi_{0,7} - ka_0$ – эффективный угол общего шага винта.

Из этих зависимостей видно, что в систему трех уравнений (2.14) входят десять следующих независимых переменных:

$$\alpha_n, \varphi_3, \delta_z, \gamma_L, x_{ЦМ}, y_{ЦМ}, V_{пр}, V_{упр}, m_{пр}, n_{пр}.$$

Поэтому независимыми из этих десяти являются только семь. Из этих десяти параметров в качестве независимых удобно выбрать следующие переменные:

$$\gamma_L, x_{ЦМ}, y_{ЦМ}, V_{пр}, V_{упр}, m_{пр}, n_{пр}. \quad (2.17)$$

Все другие параметры ($\alpha_n, \delta_z, \varphi_3$), входящие в уравнение (2.16), а следовательно, и величины $T_{пр}$, $H_{пр}$ и т.д., для заданной геометрии вертолета однозначно определяются через независимые переменные, например:

$$\varphi_3 = f(\gamma_L, x_{ЦМ}, y_{ЦМ}, V_{пр}, V_{упр}, m_{пр}, n_{пр}).$$

Необходимо отметить, что в систему уравнений не входит уравнение баланса энергии. Полученные критерии подобия определяют совокупность режимов полета вертолета при условии, что силовая установка развивает мощность, при которой винт создает силы и моменты, необходимые для полета с указанными выше постоянными величинами. Поэтому для установления подобия режимов полета вертолета с турбовальными двигателями необходимо составить уравнение баланса потребной и располагаемой мощности при условии выполнения равенств (2.14).

Рассмотрим зависимость потребной приведенной мощности вертолета от критериев, определяющих подобные режимы полета.

Мощность, потребная для вращения винта, затрачивается на создание подъемной силы $Y_{а.пр}$ и тангенциальной составляющей тяги $X_{а.пр}$ [8]

$$N_{н.в.пр} = N_{Y_{а.пр}} + N_{X_{а.пр}}. \quad (2.18)$$

Часть потребной мощности винта, идущую на создание подъемной силы, удобно разделить на две составляющие – профильную и индуктивную

$$N_{Y_{а.пр}} = N_{проф.пр} + N_{iпр}.$$

Используя уравнения аэродинамики вертолета [7, 8] для $N_{проф.пр}$, $N_{iпр}$ и $N_{X_{а.пр}}$, можно найти следующие зависимости:

$$N_{проф.пр} = f(\varphi_3, \alpha_n, V_{пр}, n_{пр});$$

$$N_{iпр} = f(\varphi_3, \alpha_n, V_{пр}, n_{пр});$$

$$N_{X_{а.пр}} = f(\varphi_3, \alpha_n, V_{пр}, n_{пр}, m_{пр}, V_{упр}). \quad (2.19)$$

Подставляя эти зависимости в уравнение (2.18) и учитывая, что φ_3, α_n однозначно определяются комбинацией параметров (2.17), после преобразований получим

$$N_{н.в.пр} = f(\gamma_L, x_{ЦМ}, y_{ЦМ}, V_{пр}, V_{упр}, m_{пр}, n_{пр}). \quad (2.20)$$

Наибольшее влияние на $N_{н.в.пр}$ оказывают величины $m_{пр}$, $V_{пр}$, $n_{пр}$ и $V_{упр}$. Величина $m_{пр}$ при $n_{пр} = \text{const}$ в основном определяет потребную тягу винта и подъемную силу крыла и через индуктивные и профильные потери мощности и мощности, затрачиваемой на подъем, оказывает доминирующее влияние на $N_{н.в.пр}$.

От $V_{пр}$ в значительной степени зависят индуктивные и профильные потери мощности, а также мощность, идущая на преодоление вредного сопротивления вертолета.

Приведенная частота вращения винта в основном влияет на его профильные потери мощности. Это влияние может быть разным в зависимости от значения $V_{пр}$. При небольших значениях $V_{пр}$ (до 200 км/ч) функция $N_{н.в.пр} = f(n_{пр})$ имеет пологий минимум. При уменьшении $n_{пр}$ относительно значения, соответствующего экстремуму, потребная мощность винта увеличивается вследствие роста углов атаки сечений лопастей, а при увеличении $n_{пр}$ потребная мощность возрастает в основном вследствие влияния сжимаемости воздуха на сопротивление лопастей.

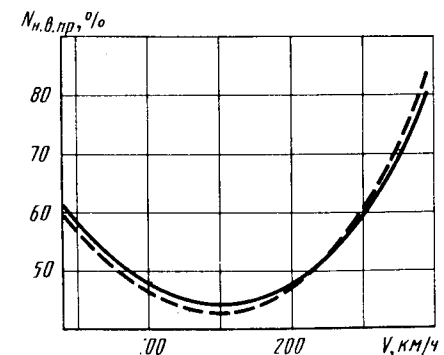
Изменение продольной центровки влияет в основном на углы атаки фюзеляжа и крыла. Это влияние будет наибольшим на максимальных скоростях полета. Однако, как видно из графика на рис. 2.6, при практически максимально возможном изменении центровки на скоростях полета до 340 км/ч приведенная потребная мощность несущего винта изменяется не более чем на 1,5 %. Еще меньшее влияние на $N_{н.в.пр}$ оказывает изменение вертикальной центровки вертолета $y_{ЦМ}$.

Массовая характеристика лопасти винта γ_L влияет на приведенную мощность винта через коэффициенты махового движения лопастей. Как показывают расчеты, наибольшее изменение условий полета R_H и T_H при $m_{пр} = \text{const}$ и $n_{пр} = \text{const}$ вызывает изменение потребной мощности на больших скоростях за счет влияния γ_L не более чем на 0,5 %. На средних и малых скоростях полета это влияние становится еще меньше.

С учетом выше сказанного выражение (2.20) значительно упрощается:

$$N_{н.в.пр} = f(m_{пр}, V_{пр}, n_{пр}, V_{упр}). \quad (2.21)$$

Рис. 2.6. Влияние продольной центровки на потребную мощность вертолета: — $x_{ЦМ} = 0,22$ м (относительно оси вала винта); --- $x_{ЦМ} = 0,36$ м



Учитывая, что большая часть потерь мощности зависит от значения мощности, развиваемой двигателями, запишем следующее уравнение для приведенной потребной мощности вертолета на режиме установившегося прямолинейного полета:

$$N_{\text{потр.пр}} = \frac{N_{\text{н.в.пр}}}{1 - \xi} = f(m_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}, V_{\text{упр}}). \quad (2.22)$$

Добавим к этому уравнению выражение для мощности турбовального двигателя (2.1) и уравнение равенства потребной и располагаемой мощностей вертолета

$$N_{\text{потр.пр}} = f(m_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}, V_{\text{упр}}, n_{\text{пр}});$$

$$N_{\text{епр}} = f(G_{\text{т.пр}}, V_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}); \quad N_{\text{потр.пр}} = N_{\text{епр}} \quad (2.23)$$

$$\text{или } N_{\text{потр.пр}} = f(m_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}, V_{\text{упр}}, n_{\text{пр}});$$

$$N_{\text{епр}} = f(n_{\text{тк.пр}}, V_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}); \quad N_{\text{потр.пр}} = N_{\text{епр}}. \quad (2.24)$$

В уравнения (2.23) или (2.24) входят семь переменных $N_{\text{потр.пр}}$, $N_{\text{епр}}$, $m_{\text{пр}}$, $V_{\text{пр}}$, $n_{\text{пр}}$, $V_{\text{упр}}$ и $G_{\text{т.пр}}$ или $n_{\text{тк.пр}}$. Следовательно, задание четырех из них однозначно определяет любую из перечисленных величин. Поэтому в установившемся прямолинейном полете приведенная вертикальная скорость вертолета зависит от четырех приведенных параметров

$$V_{\text{упр}} = f(n_{\text{тк.пр}}, m_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}) \quad (2.25)$$

$$\text{или } V_{\text{упр}} = f(G_{\text{т.пр}}, m_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}). \quad (2.26)$$

Горизонтальный полет является частным случаем рассмотренного движения вертолета, так как $V_{\text{упр}} = 0$, то

$$V_{\text{пр.г.л}} = f(n_{\text{тк.пр}}, m_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}) \quad (2.27)$$

$$\text{или } V_{\text{пр.г.л}} = f(G_{\text{т.пр}}, m_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}). \quad (2.28)$$

Зависимость (2.28) удобно использовать для определения расходов топлива.

Найденные законы подобия хорошо подтверждаются приведенными зависимостями $G_{\text{т.пр}} = f(V_{\text{пр}})$ при $m_{\text{пр}} = \text{const}$, полученными по результатам измерений, выполненных в полете (рис. 2.7).

Из графика видно, что результаты, полученные в существенно различных условиях полета, после пересчета в приведенные величины образуют зависимость $G_{\text{т.пр}} = f(V_{\text{пр}})$ для $m_{\text{пр}} = \text{const}$ и $n_{\text{пр}} = \text{const}$.

Среднеквадратические отклонения отдельных точек, в которые

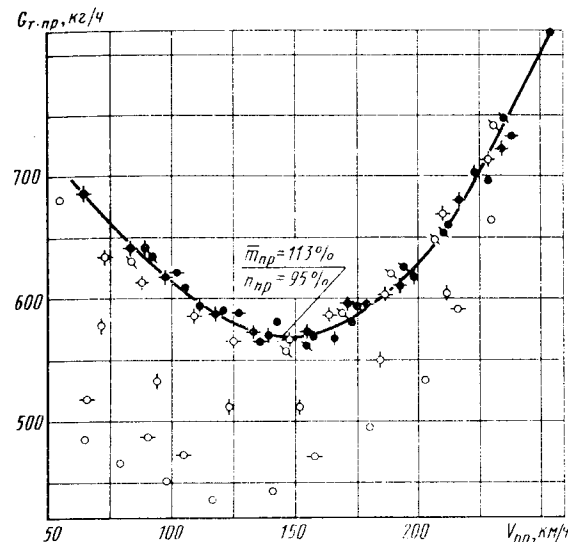


Рис. 2.7. График $G_{\text{т.пр}} = f(V_{\text{пр}})$ для установившихся режимов горизонтального полета вертолета с турбовальными двигателями, построенный по данным летного эксперимента:

Обозначение	○	○—	◇	◇	◆
$\bar{m}, \%$	88	95	106	111	110
$H, \text{м}$	2040	1470	560	180	240
$t_H, ^\circ\text{C}$	-10	-9	-7,5	21	17,5

●, ◆, ◇, ◆ — приведенные значения $G_{\text{т.пр}}$ и $V_{\text{пр}}$ в стандартных условиях; $\bar{m}_{\text{пр}} = 113\%$; $n_{\text{пр}} = 95\%$

входят и погрешности измерений, от этой зависимости не превышают 1 %. Это подтверждает правильность полученных на основе теории подобия выводов и обоснованность принятых в теории допущений.

2.3. ПОДОБИЕ УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМОВ ВИСЕНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА

На режимах висения и вертикального полета уравнения движения вертолета значительно упрощаются, так как уравнения проекций сил на ось OX и моментов относительно оси OZ можно не рассматривать. Для установившегося вертикального полета справедливо следующее равенство:

$$T_{\text{пр}} = m_{\text{пр}}g + Y_{\text{пл.пр}}.$$

Приведенную потребную мощность несущего винта на этом режиме полета можно представить в следующем виде

$$N_{н.в.пр} = N_{проф.пр} + T_{пр} (V_{у.пр} + v_{i.пр}), \quad (2.29)$$

где $v_{i.пр} = v_i \sqrt{T_c/T_H}$ — приведенная средняя индуктивная скорость несущего винта.

Используя зависимости потребной мощности винта от различных параметров, можно показать, что $N_{н.в.пр}$ является функцией вида

$$N_{н.в.пр} = f(m_{пр}, V_{у.пр}, n_{пр}). \quad (2.30)$$

Тогда для режима вертикального полета, по аналогии с режимами полета с горизонтальной составляющей скорости имеем следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} N_{потр.пр} &= f(m_{пр}, V_{у.пр}, n_{пр}); \\ N_{епр} &= f(G_{т.пр}, n_{пр}); \quad N_{епр} = N_{потр.пр} \end{aligned} \quad (2.31)$$

$$\begin{aligned} \text{или } N_{потр.пр} &= f(m_{пр}, V_{у.пр}, n_{пр}); \\ N_{епр} &= f(n_{тк.пр}, n_{пр}); \quad N_{епр} = N_{потр.пр}. \end{aligned} \quad (2.32)$$

В каждую систему уравнений (2.31) или (2.32) входят шесть переменных и, следовательно, задание любых трех из них определяет совокупность подобных режимов вертикального полета вертолета, т.е.

$$V_{у.пр} = f(n_{тк.пр}, m_{пр}, n_{пр}) \quad (2.33)$$

$$\text{или } V_{у.пр} = f(G_{т.пр}, m_{пр}, n_{пр}). \quad (2.34)$$

На режиме висения вне зоны воздушной подушки $V_{у.пр} = 0$ и поэтому можно записать

$$m_{пр} = f(n_{тк.пр}, n_{пр}) \quad (2.35)$$

$$\text{или } m_{пр} = f(G_{т.пр}, n_{пр}). \quad (2.36)$$

Если в эксплуатационном диапазоне $n_{пр}$ приведенная тяга на режиме висения имеет пологий максимум, то эти зависимости можно еще более упростить

$$m_{пр} = f(n_{тк.пр}) \quad \text{или} \quad m_{пр} = f(G_{т.пр}). \quad (2.37)$$

На режиме висения вблизи земли на приведенную тягу вертолета будет влиять также удаление плоскости вращения винта от поверхности земли h_b/D или для данного вертолета высота висения h . Поэтому для

режимов висения в зоне воздушной подушки имеем следующую зависимость:

$$m_{пр} = f(n_{тк.пр}, h). \quad (2.38)$$

Для вертолетов с двигателями изменяемой геометрии, у которых зависимость $N_{епр} = f(n_{тк.пр})$ является также функцией температуры, на режиме висения удобнее определять характеристики в следующем виде:

$$m_{пр} = f(G_{т.пр}, h) \quad \text{или} \quad m_{пр} = f(\pi_k, h). \quad (2.39)$$

Следует отметить, что полученные законы подобия режимов установившегося вертикального полета вертолета и режимов полета с горизонтальной составляющей скорости хорошо согласуются между собой, так как если в зависимостях (2.27) и (2.28) принять $V_{пр} = 0$, то они обращаются в зависимости (2.35) и (2.36).

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ

3.1. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПОТОЛКА ВИСЕНИЯ

Полученные в гл. 2 закономерности (2.38) и (2.39) позволяют найти такие методы летных испытаний, которые в случайных условиях полета обеспечивают определение тяговых характеристик и потолка висения вертолета для любых заданных условий.

По данным измерений, выполненных в полете, определяют зависимость приведенной тяги вертолета от приведенного параметра, с помощью которого задается режим двигателя, и строят кривую относительного изменения тяги в зависимости от расстояния плоскости винта до поверхности земли. Для получения этих зависимостей на вертолете с различными полетными массами выполняется серия установившихся режимов висения на различных высотах, которые варьируются: для вертолетов одновинтовой и соосной схем от 0 до $1,5D$, а для поперечной и продольной схем — от 0 до $2D$.

Если масса вертолета такова, что он не выходит за пределы воздушной подушки, наибольшая высота висения ограничивается взлетным режимом двигателей. Продолжительность каждого режима висения составляет 15 ... 20 с. На каждом режиме регистрируются, а затем определяются осредненные значения параметров, задающих режим работы двигателя ($n_{тк.ср}$, $n_{ср}$), а также температура, давление и влажность воздуха, скорость и направление ветра, высота висения и полетная мас-

са с учетом выработки топлива. Высоту висения можно измерять различными методами, например с помощью киносъемки висащего вертолета с частотой приблизительно 1 кадр в секунду.

По результатам измерений подсчитываются приведенные значения $n_{\text{тк.пр}}, n_{\text{пр}}$. Поскольку на режиме висения тяга равна силе тяжести вертолета $G = mg$, то вместо $T_{\text{пр}}$ удобно определять приведенную полетную массу, имея которую, вертолет может выполнять режим висения на данной высоте при заданном режиме работы двигателя. По результатам измерений строят график $n_{\text{тк.пр}} = f(h, m_{\text{пр}})$ (рис. 3.1). Вертикальное сечение этого графика в месте, где эти кривые имеют горизонтальный участок, позволяет построить зависимость допустимой приведенной массы вертолета на режиме висения вне зоны воздушной подушки от $n_{\text{тк.пр}}$ (рис. 3.2). Нанеся на этот график располагаемое значение $n_{\text{тк.пр}}$ в заданных условиях p_{H3}, T_{H3} , можно определить наибольшее значение $m_{\text{пр}}$ и, следовательно, физическую полетную массу вертолета на режиме висения

$$m = m_{\text{пр}} p_{H3} / p_c.$$

В результате пересечения графика на рис. 3.1 горизонтальными прямыми при значениях $n_{\text{тк.пр}}$, позволяющими осуществлять висение вне зоны воздушной подушки, определяют значение $m_{\text{пр}}$ при висении на разных высотах с постоянной мощностью двигателей $N_{\text{епр}} = \text{const}$. Вычислив для каждого сечения отношения $m_{\text{пр}h} / m_{\text{пр.св}}$, где $m_{\text{пр}h}$ — масса вертолета при висении на высоте h , а $m_{\text{пр.св}}$ — масса вертолета при висении вне зоны воздушной подушки, и соответствующие отношения удаления плоскости вращения винта h_b к его диаметру, можно построить зависимость $\bar{T} = T / T_{\text{св}} = m_{\text{пр}h} / m_{\text{пр.св}} = f(h_b / D)$ при постоянном значе-

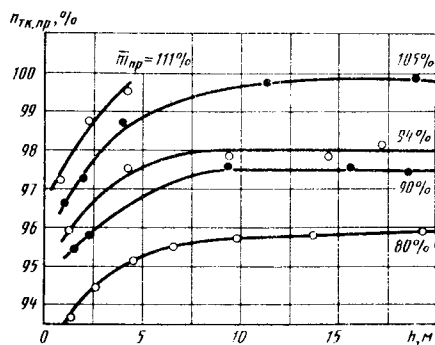


Рис. 3.1. Приведенная зависимость $n_{\text{тк.пр}} = f(m_{\text{пр}}, h)$ для режимов висения у земли при $n_{\text{пр}} = 95\%$; $W = 0$; $\circ, \bullet$ — результаты летных исследований

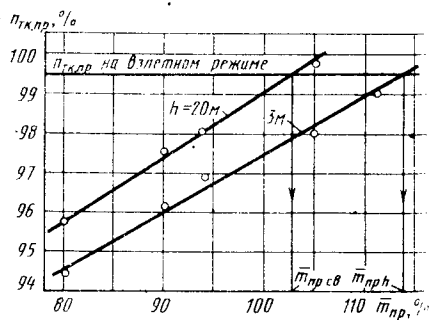


Рис. 3.2. Зависимости $m_{\text{пр}} = f(n_{\text{тк.пр}})$ для режимов висения на $h = 3$ м и вне зоны воздушной подушки $h = 20$ м

нии c_T / σ . Для каждого горизонтального сечения значение c_T подсчитывается по значению полетной массы, с которой возможно висение вне зоны воздушной подушки (см. рис. 1.2, а).

Изложенный метод определения тяговых характеристик не требует стационарного оборудования. Однако при его использовании необходимо выполнять посадки и производить трудоемкие операции по загрузке и выгрузке балласта для изменения полетной массы. Особенно велика трудоемкость этих операций при испытаниях вертолетов большой грузоподъемности, что увеличивает время проведения эксперимента, отрицательно влияя на его точность. Этим недостатком лишен метод определения тяговых характеристик с помощью наземной динамометрированной привязи. В силовую цепь привязи входит динамограф или датчик усилий, который измеряет разность тяги и силы тяжести вертолетов. Для этого на фиксированных высотах выполняют серии режимов висения с различной мощностью двигателей. Высота висения изменяется путем увеличения или уменьшения длины привязи. Тяга вертолета на каждом режиме равна сумме силы тяжести вертолета и избытка тяги, измеренного в силовой цепи привязи. Полученные данные удобно представить в виде зависимостей тяги от параметра, определяющего режим работы двигателей для ряда высот висения $h = \text{const}$ (рис. 3.3). На высоте висения вне зоны воздушной подушки получают зависимость свободной тяги от параметра, определяющего режим работы двигателя, $T_{\text{пр.св}} = f(n_{\text{тк.пр}})$.

Пересекая полученные кривые $T_{\text{пр}} = f(n_{\text{тк.пр}})$ для $h = \text{const}$ линиями $n_{\text{тк.пр}} = \text{const}$, можно найти отношения $T = T_{\text{пр}h} / T_{\text{пр.св}}$ и h_b / D и построить график, аналогичный представленному на рис. 1.2, а.

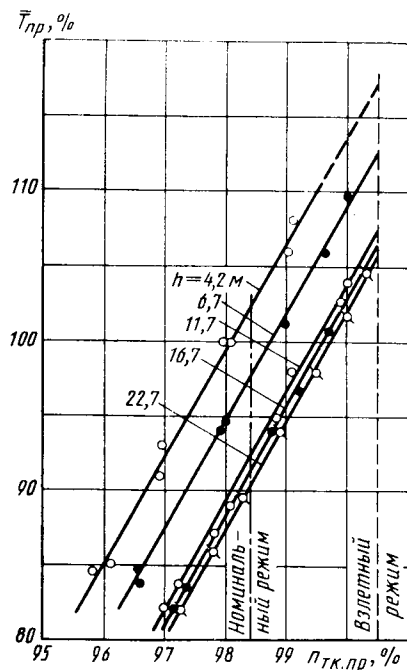
По полученным в результате летных испытаний зависимостям $T_{\text{пр.св}} = f(n_{\text{тк.пр}})$ и $\bar{T} = f(h_b / D, c_T / \sigma)$ можно определить изменение тяги вблизи земли для любых условий полета. Для этого по значениям T_{H3} и p_{H3} , как это было показано в подразд. 2.1, определяют располагаемые $n_{\text{тк}}$ и $n_{\text{тк.пр}}$ на заданном режиме работы двигателей. Значение $n_{\text{тк.пр}}$ наносят на график $T_{\text{пр.св}} = f(n_{\text{тк.пр}})$, точка пересечения соответствует $T_{\text{пр.св}}$ в заданных условиях, затем подсчитывают значение свободной тяги $T_{\text{св}} = T_{\text{пр.св}} p_{H3} / p_c$ и c_T / σ .

Далее для заданных высот висения определяют отношения h_b / D , по которым, а также по значению c_T / σ в соответствии с графиком $\bar{T} = f(h_b / D, c_T / \sigma)$ находят $\bar{T}$ и подсчитывают значения тяги на заданных высотах:

$$T_h = T_{\text{св}} \bar{T}.$$

Для оценки тяговых характеристик и выработки рекомендаций по выбору полетной массы при эксплуатации вертолетов в летных испытаниях необходимо определить зависимость потолка висения вертолета от полетной массы. Такая зависимость может быть получена с помощью

изложенного метода, при проведении испытаний на площадках, расположенных на разных высотах, т.е. в горах. Однако это требует больших затрат времени и труда и в общем случае не всегда возможно. Более простым по трудоемкости и организации проведения испытаний является метод определения потолков висения вертолета с использованием всеповерхностного указателя малых скоростей полета, с помощью которого



летчик может поддерживать режим висения или вертикального полета относительно воздушной массы [2]. Этот метод заключается в нахождении зависимости вертикальной скорости от высоты полета при $V_x = V_z = 0$. Для этого на разных высотах выполняются режимы вертикального набора высоты при взлетной мощности двигателей. На этих режимах

Рис. 3.3. Приведенные зависимости тяги от частоты вращения гребного винта на разных высотах висения, полученные с помощью наземной динамометрированной привязи: $\circ, \bullet$ — результаты летных исследований

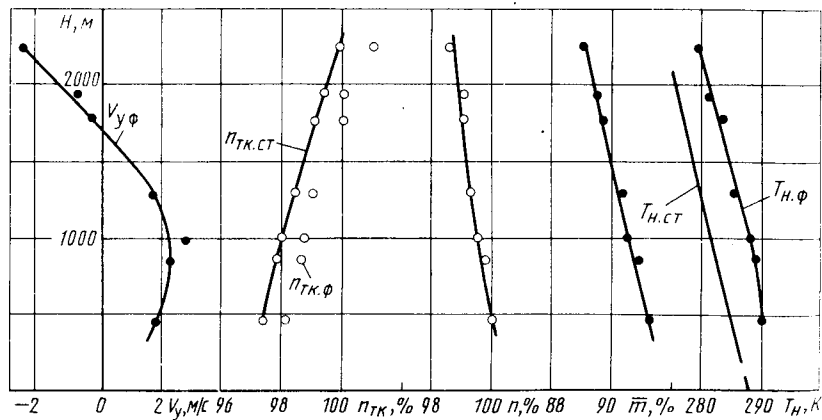


Рис. 3.4. Результаты измерения в летных испытаниях потолка висения

максимально выдерживается нулевая воздушная скорость по указателю малых скоростей.

Набор высоты для выполнения очередного режима (200 ... 300 м) производится со скоростью, имеющей горизонтальную составляющую, поскольку время непрерывной работы двигателей на взлетном режиме ограничено. Режимы выполняются до высоты, на которой будет получено отчетливое снижение с $V_y \leq 1 \dots 1,5$ м/с. Полет выполняется в спокойную погоду без болтанки.

По результатам измерений на вертикальных режимах строится график изменения определяющих параметров по высоте (рис. 3.4). При $V_y = 0$ находят потолок висения и соответствующие значения всех других величин, определяющих фактические условия полета. Установив таким образом потолки висения вертолета с разной полетной массой, можно построить искомую зависимость $H_{\text{вис}} = f(m)$.

Если на испытуемом вертолете не установлен указатель малых скоростей, то потолок висения этим методом можно определить, выполняя режимы вертикального полета в строю с другим вертолетом, оборудованным таким указателем.

В тех случаях, когда в полетах по каким-либо причинам допущены заметные отклонения параметров от их заданных значений, то в полученные значения тяги необходимо внести поправки.

Используя уравнение потребной мощности на режиме висения (2.31) и метод дифференциальных поправок [2], можно найти следующее уравнение связи между отклонениями различных параметров:

$$N_{n_{\text{TK}}} \frac{\delta n_{\text{TK}}}{n_{\text{TK}}} + g_{cT} \frac{\delta p_H}{p_H} + (N_{Ta} - g_{cT} + 1 + \frac{1}{2} g_{M_0}) \frac{\delta T_H}{T_H} + (N_n - 3 + 2g_{cT} - g_{M_0}) \frac{\delta n}{n} + N_{p_{\Pi}} \frac{\delta p_{\Pi}}{p_{\Pi}} + g_{cT} \frac{\delta T}{T} = 0, \quad (3.1)$$

где δn_{TK} , δp_H , δT_H , δp_{Π} , δn и δT — отклонения параметров от их заданных значений:

$g_{cT} = \frac{c_T}{m_K} \frac{\partial m_K}{\partial c_T}$; $g_{M_0} = \frac{M_0}{m_K} \frac{\partial m_K}{\partial M_0}$ — логарифмические показатели, определяющие изменение потребной мощности несущего винта при изменении коэффициента тяги и числа M_0 конца лопасти;

$N_{Ta} = \frac{1}{2} (1 - N_{n_{\text{TK}}} - N_n + 2N_T)$.

Разрешив это уравнение при условии $p_H = \text{const}$ относительно $\delta T/T$, получим следующую формулу для подсчета поправок к значению тяги:

$$\frac{\delta T}{T} = \frac{1}{g_{cT}} \left\{ N_{n_{\text{TK}}} \frac{\delta n_{\text{TK}}}{n_{\text{TK}}} + \left[\frac{1}{2} (1 - N_{n_{\text{TK}}} - N_n + \right.$$

$$+ 2N_T) - g_{cT} + 1 + \frac{1}{2} g_{M_0} \left] \frac{\delta T_H}{T_H} + (N_n - 3 - 2g_{cT} - \right. \\ \left. - g_{M_0}) \frac{\delta n}{n} + N_{p\pi} \frac{\delta p_\pi}{p_\pi} \right\}.$$

Показатели g_{cT} и g_{M_0} находят по поляре винта на режиме висения. Методика определения показателей $N_{n_{TK}}$, N_n , N_T изложена в подразд. 2.1.

Тяга вертолета на режиме висения при наличии ветра существенно возрастает вследствие уменьшения индуктивных потерь мощности несущего винта. Это обстоятельство необходимо учитывать как при выборе условий летных испытаний, так и при обработке их результатов.

Обычно полеты выполняют при достаточно жестких требованиях к ветровой обстановке, что ведет к увеличению сроков испытаний, так как штилевая погода, как правило, составляет приблизительно 10% времени в году. Если результаты испытаний получены при различных скоростях ветра, измеренные значения тяги необходимо привести к нулевой или заданной скорости ветра.

Воспользуемся выражениями для потребной мощности вертолета на режиме висения в штиль и при ветре на заданной высоте и найдем отношение потребных мощностей в двух рассматриваемых условиях висения. Тогда, разрешив полученное выражение относительно тяги при ветре, получим следующую формулу:

$$T_W = T_{\text{вис}} \left\{ \frac{\bar{N}}{\bar{N}_x \frac{\xi_{\text{вис}}}{\xi_W} \eta_0 \left[\left(\frac{1}{\eta_{0W}} - 1 \right) (1 + 3\bar{V}^2) + \bar{v}(V) \right]} \right\}^{2/3}, \quad (3.3)$$

где $\bar{N} = N_{\text{потр}}/N_{\text{вис}}$ — отношение потребных мощностей вертолета на режиме висения при ветре и в штиль при $h = \text{const}$; η_0 , η_{0W} — относительные КПД несущего винта на режиме висения в штиль и при ветре; $\bar{V} \approx V/(\omega R) = W/(\omega R)$ — относительная скорость воздушного потока; $\bar{v}(V) = v_{iW}/v_{i0}$ — отношение средних индуктивных скоростей несущего

винта на режиме висения при ветре и в штиль; $\bar{N}_x \approx 1 + \frac{\Sigma c_x S \bar{V}^3}{m_{KW} F_{\text{ом}}}$
 m_{KW} — коэффициент крутящего момента винта на режиме висения при ветре.

При скоростях ветра до 20 м/с можно принимать $\bar{N}_x = 1$, а функцию $\bar{v}(V)$ можно найти при наличии зависимости мощности, потребной для горизонтального полета, от скорости

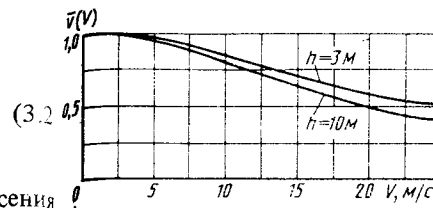


рис. 3.5. Типичный вид функции $\bar{v}(V)$

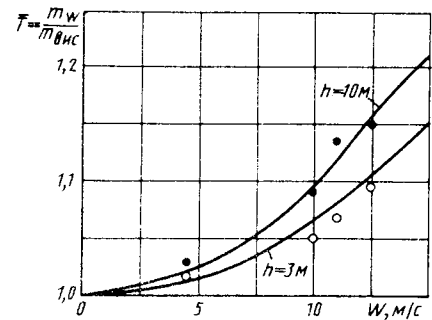


рис. 3.6. Зависимость тяги от скорости ветра:

— расчетная кривая; ●, ○ — результаты летных испытаний

$$\bar{v}(V) = 1 - \frac{1 - \bar{m}_K}{\eta_0}, \quad (3.4)$$

где $\bar{m}_K = m_{KW}/m_{K,\text{вис}}$ — отношение коэффициентов потребного крутящего момента в полете с постоянной тягой (постоянной массой) на заданной высоте при $V = W$ и $V = 0$.

Если тяга при ветре и в штиль определяется при одной и той же мощности двигателей ($\bar{N} = 1$), то при условии $\bar{N}_x = 1$ формула (3.3) принимает вид

$$T_W = T_{\text{вис}} \left\{ \frac{1}{\frac{\xi_{\text{вис}}}{\xi_W} \eta_0 \left[\left(\frac{1}{\eta_{0W}} - 1 \right) (1 + 3\bar{V}^2) + \bar{v}(V) \right]} \right\}^{2/3}. \quad (3.5)$$

На рис. 3.5 показан график изменения функции $\bar{v}(V)$ (3.4) для одного из вертолетов, полученный с использованием кривых потребной мощности, определенных по результатам летных испытаний. На рис. 3.6 приведены кривые относительного изменения тяги $\bar{T} = T_W/T_{\text{вис}}$ в зависимости от скорости ветра, полученные по формуле (3.5). На график нанесены также результаты летных испытаний $\bar{T} = m_W/m_{\text{вис}} = T_W/T_{\text{вис}}$. Видно, что экспериментальные и расчетные данные хорошо согласуются между собой.

3.2. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПРИВЕДЕНИЯ

К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ И ПРАКТИЧЕСКОГО ПОТОЛКА

Характеристики скороподъемности вертолета, как это следует из уравнений (2.22) или (2.23), зависят в общем случае от четырех приве-

денных параметров $m_{пр}$, $V_{пр}$, $n_{пр}$ и $G_{т.пр}$ или $n_{тк.пр}$. Для эксплуатации вертолетов представляют интерес только характеристики максимальной скороподъемности, что позволяет заметно уменьшить трудоемкость выполняемых работ. Поэтому при летных испытаниях:

1) определяют режимы наивыгоднейшего набора высоты в виде зависимости $V_{ук.наив} = f(H)$, которой соответствует одна зависимость $V_{iнаив} = f(H)$, а следовательно, и связь между $V_{пр.наив}$ и H , так как величины $V_{пр}$, V_i , P_H связаны соотношением

$$V_{пр} = V_i \sqrt{P_c / P_H}; \quad (3.6)$$

2) определяют зависимости $V_{у.мах} = f(H)$ и $\tau = f(H)$ на наивыгоднейшем режиме набора высоты и практический потолок полета $H_{практ}$ для заданного режима работы двигателей;

3) зависимости $V_{у.мах} = f(H)$ и $\tau = f(H)$ пересчитывают методами приведения для заданных условий.

Режимы наивыгоднейшего набора высоты определяются по зависимостям вертикальной скорости от скорости полета по указателю $V_y = f(V_{ук})$. При определении этих зависимостей необходимо помнить, что их характер зависит от особенностей аэродинамической компоновки и схемы несущей системы вертолета. Так, у вертолетов с повышенным вредным сопротивлением максимум вертикальной скорости смещен в сторону пониженных воздушных скоростей полета.

У вертолетов одновинтовой схемы при увеличении воздушной скорости от 0 до 100 ... 140 км/ч потребная мощность уменьшается почти в два раза, что позволяет этим вертолетам развивать хорошую скороподъемность даже при небольшом избытке мощности на режиме висения. Еще больше избыток мощности при переходе от висения к режиму наивыгоднейшего набора высоты у вертолетов поперечной схемы. У вертолетов продольной схемы вследствие значительного индуктивного влияния переднего винта на задний с увеличением воздушной скорости от 0 до наивыгоднейшей наибольшее уменьшение потребной мощности составляет приблизительно 30 %. Поэтому зависимость $V_y = f(V_{ук})$ у вертолетов продольной схемы имеет пологий максимум, а максимальное значение V_y при одинаковом избытке мощности на режиме висения значительно меньше, чем у вертолетов других схем.

Зависимости $V_y = f(V_{ук})$ определяют методом "зубцов", т.е. выполнением установившихся режимов набора высоты с постоянной скоростью по указателю на ряде средних высот для заданного режима работы двигателей. На каждой $H_{ср}$ "зубцы" выполняют не менее чем на пяти скоростях по указателю. Продолжительность зачетного установившегося участка набора высоты должна быть такой, чтобы перепад высот был не менее 200 ... 300 м. Для уменьшения разброса экспериментальных замеров полеты необходимо выполнять в отсутствие болтанки, на режи-

мах не допускать скольжение, и строго выдерживать заданный режим работы двигателя, имея в виду, что даже небольшое отклонение $n_{тк}$ от заданного значения (до 0,5 %) может вызывать значительное изменение V_y .

Серии режимов набора высоты выполняются на 4 — 5 высотах с равномерным интервалом, так чтобы последняя высота отличалась от предполагаемого практического потолка не более чем на 500 м. На каждом режиме должны быть зарегистрированы по времени барометрическая высота, скорости полета по указателю, параметры, определяющие режим работы двигателей, температура и влажность воздуха и остаток топлива для определения полетной массы вертолета.

На каждом режиме определяются средние значения параметров и вертикальная скорость вертолета

$$V_y = V_{yp} \frac{T_{Hф}}{T_{Hст}} = \frac{\Delta H_p}{\Delta t} \frac{T_{Hф}}{T_{Hст}}, \quad (3.7)$$

где $V_{yp} = \Delta H_p / \Delta t$ — барометрическая вертикальная скорость; ΔH_p — разность барометрических высот на зачетном участке "зубца" продолжительностью Δt .

Если на зачетном участке допущено значительное отклонение от заданного режима работы двигателей, то в величину V_y необходимо внести поправку

$$\delta V_y = \frac{N_e(1 - \xi)}{mg} N_{n_{тк}} \frac{\delta n_{тк}}{n_{тк}}. \quad (3.8)$$

По результатам обработки записей измерительной аппаратуры строят графики зависимостей $V_{уф} = f(V_{ук})$ для ряда высот. По максимумам кривых определяют наивыгоднейшие скорости по указателю и строят зависимость $V_{ук.наив} = f(H)$, которую можно принимать единой для всех условий полета (рис. 3.7). По этой зависимости составляются

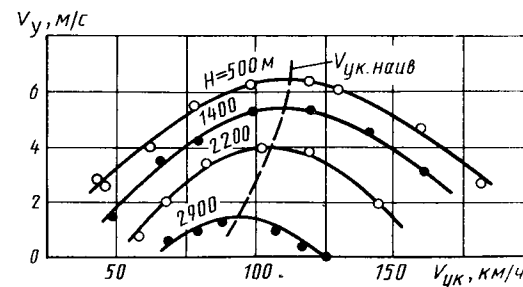


Рис. 3.7. График для определения наивыгоднейшей скорости набора высоты

рекомендации по выдерживанию скорости по указателю на режиме набора высоты.

Максимальную вертикальную скорость на разных высотах при непрерывном наборе высоты определяют в специальном полете на скороподъемность. После взлета и разгона на минимально возможной высоте до наивыгоднейшей скорости вертолет переводится в режим набора высоты до практического потолка на номинальном или максимальном режиме работы двигателей. Скорость по указателю выдерживается в соответствии с рекомендациями, полученными в результате определения наивыгоднейших скоростей набора высоты. Во время непрерывного набора высоты летчик должен строго выдерживать заданную приборную скорость полета, режим работы двигателей и нулевой угол скольжения. На высоте, близкой к практическому потолку, летчику рекомендуется уточнить режим наивыгоднейшего набора высоты путем выполнения "зубцов" на предполагаемой скорости $V_{ук,наив}$. Испытательный полет на скороподъемность совершают до высоты, на которой $V_y \approx 0,5$ м/с, или до максимальной высоты, если она ограничена по каким-либо условиям. При снижении с высоты практического потолка через каждые 500 м выполняют горизонтальные площадки на наивыгоднейших скоростях продолжительностью приблизительно 1 мин для замера температуры наружного воздуха. Зарегистрированное изменение барометрической высоты H_p по времени называют барограммой.

Барограмму набора высоты разбивают на ряд интервалов. На малых и средних высотах каждый временной интервал должен быть таким, чтобы перепад высот составлял 300 ... 400 м. По мере увеличения высоты и уменьшения V_y интервалы возрастают. Однако интервал участка не должен превышать 150 ... 200 с, так как вблизи потолка число точек резко сократится, что отрицательно скажется на точности его определения.

При расшифровке барограммы для повышения точности результатов значение $V_{y\ p} = \Delta H_p / \Delta t$ необходимо относить не к средней высоте на интервале, а к высоте, соответствующей середине временного интервала.

На каждом интервале определяют средние значения и других параметров и строят графики их изменения в зависимости от барометрической высоты полета (рис. 3.8).

Время набора высоты определяется по графику зависимости $V_y = f(H)$ путем суммирования времени набора высоты на отдельных участках [2].

При постоянной барометрической высоте, если изменяется температура наружного воздуха, из четырех параметров $m_{пр}$, $V_{пр}$, $n_{тк.пр}$ и $n_{пр}$ от которых зависит вертикальная скорость вертолета, изменяться будут только два: $n_{тк.пр}$ и $n_{пр}$. Поэтому поправку к значению $V_{упр}$ в этом случае необходимо подсчитывать по формуле

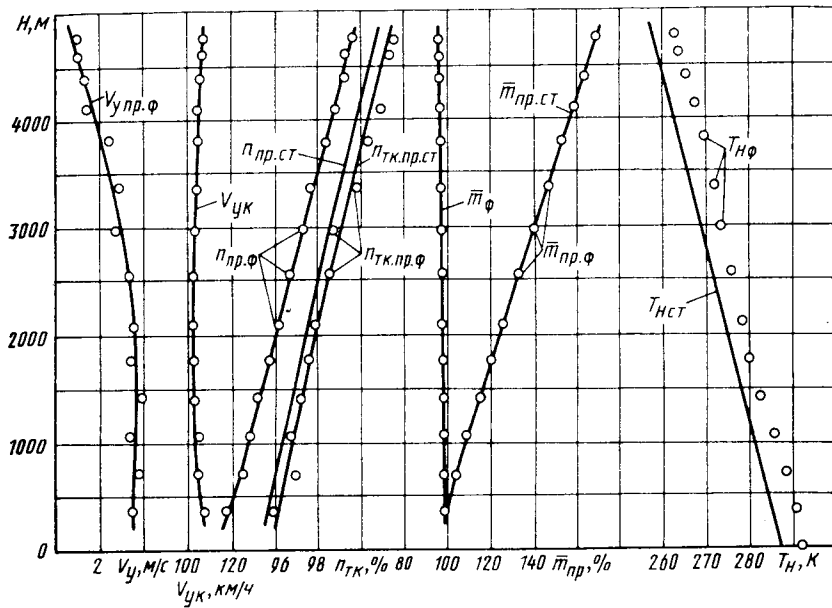


Рис. 3.8. Результаты определения максимальной скороподъемности вертолета

$$\delta V_{упр} = V_y^{n_{тк}} \delta n_{тк.пр} + V_y^n \delta n_{пр},$$

где $V_y^{n_{тк}} = \partial V_{упр} / \partial n_{тк.пр}$ и $V_y^n = \partial V_{упр} / \partial n_{пр}$; $\delta n_{пр} = n_{пр.з} - n_{пр.ф}$;
 $\delta n_{тк.пр} = n_{тк.пр.з} - n_{тк.пр.ф}$.

Значения величин $V_y^{n_{тк}}$ и V_y^n можно найти по экспериментальным зависимостям $V_{упр} = f(n_{тк.пр})$ и $V_{упр} = f(n_{пр})$, которые достаточно знать для двух значений приведенной полетной массы, соответствующих полету у земли и вблизи практического потолка. После нахождения $V_{упр}$ для заданных температурных условий определяют

$$V_{yз} = V_{упр.з} \sqrt{T_{Hз} / T_c}. \tag{3.9}$$

Как видно, число вычислительных операций при пересчете скороподъемности по температуре этим методом невелико.

Хорошие результаты пересчета скороподъемности вертолета к заданным условиям можно получить, используя метод дифференциальных поправок.

Логарифмически дифференцируя приближенное уравнение баланса мощности при наборе высоты, приходим к следующему уравнению:

$$dV_y = A_q \frac{dN_e}{N_e} - (A_q - V_y) \frac{dN_{н.в}}{N_{н.в}} - V_y \frac{dm}{m}, \quad (3.10)$$

где $A_q = \frac{N_e(1 - \xi)}{m g}$ – коэффициент энерговооруженности.

Найдем относительные изменения dN_e/N_e и $dN_{н.в}/N_{н.в}$, используя выражения для мощности двигателя, как это показано в гл. 2, и выражение для потребной мощности несущего винта [2]. Тогда, проводя несложные преобразования и переходя от дифференциалов к конечным приращениям при условии $H_p = \text{const}$, получим следующую формулу для подсчета поправок V_y на отклонения различных параметров от их заданных значений:

$$\begin{aligned} \delta V_y = & A_q n_{\text{тк}} \frac{\delta n_{\text{тк}}}{n_{\text{тк}}} + [A_q (N_T - g_{cT} - \frac{1}{2} g_\mu + 1) + \\ & + V_y (g_{cT} + \frac{1}{2} g_\mu - 1) \frac{\delta T_H}{T_H} + [A_q (N_n - 3 + 2g_{cT} + g_\mu) + \\ & + V_y (3 - 2g_{cT} - g_\mu)] \frac{\delta n}{n} - [A_q g_{cT} + V_y (1 - g_{cT})] \frac{\delta m}{m}, \end{aligned} \quad (3.11)$$

где $g_{cT} = \frac{c_T}{m_K} \frac{\partial m_K}{\partial c_T}$, $g_\mu = \frac{\mu}{m_K} \frac{\partial m_K}{\partial \mu}$ – показатели, характеризующие изменение коэффициента крутящего момента винта по коэффициентам c_T и μ .

Вертикальную скорость подсчитывают по формуле

$$V_{yz} = V_{y\phi} + \delta V_y.$$

Показатели g_{cT} и g_μ определяют по зависимостям $m_K = f(c_T, \mu)$, которые можно найти по потребным значениям G_T или $n_{\text{тк}}$ и n на разных скоростях полета и стендовым характеристикам двигателей.

На зависимостях такого типа для упрощения выбора значений показателей целесообразно для каждого значения c_T отметить значение μ на режиме наивыгоднейшего набора высоты.

Опыт летных испытаний вертолетов показывает, что оба изложенных метода приведения характеристик скороподъемности к заданным условиям обеспечивают хорошую сходимость результатов, полученных в существенно различных условиях полета, т.е. при отклонениях разных параметров на 10 ... 15 %.

3.3. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА ПРИ НОРМАЛЬНОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Применение теории подобия позволяет заменить сложные зависимости минимальных $V_{\min}$ и максимальных $V_{\max}$ скоростей полета от пяти величин ($n_{\text{тк}}$, m , n , p_H , T_H) на зависимости только от трех приведенных параметров – $m_{\text{пр}}$, $n_{\text{пр}}$ и $n_{\text{тк.пр}}$ или любого другого параметра, определяющего режим работы двигателя. Это существенно сокращает объем летных испытаний.

Для летной эксплуатации вертолета необходимо знать зависимости $V_{\min}$ и $V_{\max}$ от высоты полета и полетной массы. Обычно эти зависимости определяют для номинального режима работы двигателей. Однако часто $V_{\min}$ и $V_{\max}$ определяются и для взлетного режима, так как при эксплуатации необходимо выполнять кратковременный горизонтальный полет с этими скоростями.

Для построения зависимостей $V_{\min}$, $V_{\max} = f(H)$ достаточно знать $V_{\min}$ и $V_{\max}$ на 4 – 5 высотах, выбранных с равным интервалом от земли до высоты, приблизительно на 500 м меньшей практического потолка.

Для этого целесообразно по результатам летных испытаний определить приведенные зависимости параметра, определяющего режим работы двигателя, от $V_{\text{пр}}$ для ряда значений $m_{\text{пр}}$, например:

$$n_{\text{тк.пр}} = f(V_{\text{пр}}). \quad (3.12)$$

Величина $m_{\text{пр}}$ изменяется в диапазоне:

$$m_{\text{пр min}} = m_{\min} p_c / p_{H \max} \dots m_{\text{пр max}} = m_{\max} p_c / p_{H \min}.$$

Для получения этих зависимостей выполняются установившиеся режимы горизонтального полета продолжительностью 1 мин в области ожидаемых значений $V_{\min}$ и $V_{\max}$. При определении $V_{\min}$ вначале выполняют режимы со скоростями, приблизительно на 50 км/ч большими предполагаемых (расчетных) значений $V_{\min}$, а затем скорость ступенчато уменьшают на 10 ... 20 км/ч до значения V , при котором обеспечивается горизонтальный полет с заданной мощностью.

При определении скорости полета необходимо учитывать, что обычные указатели скорости с неподвижно установленными на фюзеляже ПВД позволяют измерять скорости больше 50 км/ч [2]. Поэтому вертолет должен быть оборудован комбинированным вертолетным измерителем скорости (КВИС), обеспечивающим устойчивые показания V на малых скоростях полета [2].

В области максимальных скоростей на каждой высоте вначале режимы выполняются со скоростями, приблизительно на 50 км/ч меньшими $V_{\max}$, а затем скорость полета на режимах увеличивают с шагом

приблизительно 10 км/ч до максимального значения скорости при заданной мощности двигателей.

По мере выработки топлива с целью соблюдения условия $m_{пр} = \text{const}$ для каждой серии режимов необходимо увеличить барометрическую высоту полета в соответствии с законом

$$p_{H_i} = p_{H_1} \frac{m_1}{m_i}, \quad (3.13)$$

где m_1 , p_{H_1} — соответственно масса вертолета и давление воздуха на высоте выполнения первого режима; m_i — масса вертолета с учетом выработки топлива при выполнении i -го режима.

На каждом режиме регистрируют параметр, характеризующий режим работы двигателя, например, $n_{тк}$, а также величины V , n , H_p , m_t , T_H . Если выполнялся режим с небольшой вертикальной скоростью (до +0,5 ... 0,7 м/с), то в замеренное значение $n_{тк}$ для уменьшения разброса необходимо внести поправку

$$\delta n_{тк} = - \frac{\partial n_{тк}}{\partial N_e} V_y m g, \quad (3.14)$$

где $\partial n_{тк} / \partial N_e$ — производная, определяемая по стендовой зависимости $N_e = f(n_{тк})$.

По результатам измерений подсчитывают значения $n_{тк.пр}$, $V_{пр}$ и $m_{пр}$ и строят график $n_{тк.пр} = f(V_{пр})$ для $m_{пр} = \text{const}$ (рис. 3.9). Если на этот график нанести располагаемые значения $n_{тк.пр}$ в заданных условиях, то в точках пересечения приведенных потребных и располагаемых

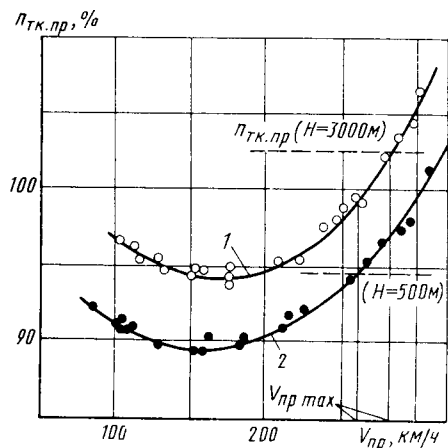


Рис. 3.9. График для определения максимальных скоростей горизонтального полета по потребным и располагаемым $n_{тк.пр}$ на номинальном режиме работы двигателей:
1 — $m_{пр} = 132\%$ ($H = 3000$ м);
2 — $m_{пр} = 100\%$ ($H = 500$ м);
— — — располагаемые значения $n_{тк.пр}$

$n_{тк.пр}$ можно определить минимальные и максимальные значения $V_{пр}$ в заданных условиях.

Для заданной полетной массы определяют V_{min} и V_{max} в следующей последовательности.

Сначала на каждой выбранной высоте подсчитывают значения $m_{пр}$, по которым методом интерполяции определяют зависимости $n_{тк.пр} = f(V_{пр})$ при V_{min} и V_{max} . С учетом законов регулирования на каждой высоте находят располагаемые физические и приведенные значения параметра, характеризующего режим работы двигателя:

$$n_{тк.пр} = n_{тк.расп} \sqrt{\frac{T_c}{T_{H,3}}}. \quad (3.15)$$

Затем значения $n_{тк.пр}$ наносят на зависимости $n_{тк.пр} = f(V_{пр})$ для $m_{пр} = \text{const}$, точки их пересечения соответствуют $V_{minпр}$ и $V_{maxпр}$ на каждой заданной высоте (см. рис. 3.9), после этого подсчитывают минимальные и максимальные значения индикаторных скоростей полета

$$V_i = V_{пр} \sqrt{\frac{p_H}{p_c}}.$$

В результате строят график V_{min} , $V_{max} = f(H)$ (см. рис. 1.4).

Необходимо отметить, что потребные величины $n_{тк.пр}$ в области максимальных скоростей могут существенно зависеть от $n_{пр}$ вследствие влияния сжимаемости воздуха на профильное сопротивление лопастей. В этом случае при определении максимальных скоростей полета по изложенному методу потребные зависимости $n_{тк.пр} = f(V_{пр})$ необходимо определить для разных значений $n_{пр}$.

При проведении испытаний по сокращенной программе V_{min} и V_{max} определяют непосредственно путем выполнения горизонтальных площадок на ряде высот при заданной мощности двигателей. При определении V_{min} устанавливают режим горизонтального полета на заведомо большей скорости, после чего осуществляют медленное торможение с соразмерным выведением двигателя на заданный режим работы. Торможение выполняется до такой скорости, при которой вертолет совершает горизонтальный полет при заданной мощности двигателей.

При определении V_{max} исходный режим горизонтального полета устанавливают с заведомо меньшей V_{max} скоростью, затем выполняют весьма плавный разгон с одновременным увеличением мощности двигателей. Разгон происходит до скорости установившегося горизонтального полета на заданном режиме работы двигателей.

Продолжительность зачетных участков составляет 2 ... 3 мин, а вертикальная скорость на режимах не должна превышать +0,5 м/с.

Значения V_{min} и V_{max} , полученные по сокращенной программе, приводятся к стандартным или заданным условиям.

На рис. 3.10 схематически показано изменение значений V_{min} и V_{max} при переходе от одних условий полета к другим. Следует обратить

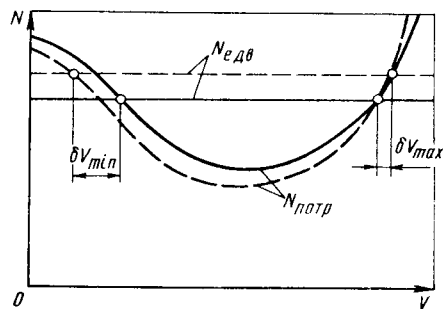


Рис. 3.10. Изменение значений $V_{\min}$ и $V_{\max}$ при изменении условий полета:
— фактические условия $T_{Hф}$;
--- стандартные условия $T_{Hст}$

внимание, что физический смысл изменения $V_{\min}$ и $V_{\max}$ один и тот же. Однако вследствие того, что производная $\partial V/\partial N$ на больших скоростях (особенно на небольших высотах) значительно меньше, чем на малых скоростях, при одном и том же изменении располагаемой мощности двигателя, поправка к $V_{\min}$ будет существенно больше поправки к $V_{\max}$.

Если не учитывать изменение коэффициента потерь мощности при переходе от одних условий к другим, то из условия равенства потребной и располагаемой мощности следует

$$dN_e/N_e = dN_{н.в}/N_{н.в}.$$

Подставим в это уравнение выражение для относительного изменения потребной мощности винта и располагаемой мощности двигателей. Тогда при условии $H_p = \text{const}$ получим следующую формулу для подсчета поправок к значениям индикаторных скоростей $V_{\min}$ и $V_{\max}$:

$$\begin{aligned} \delta V_i = \frac{V_i}{g_\mu} \left[N_{n_{TK}} \frac{\delta n_{TK}}{n_{TK}} + (N_{T_a} - g_{c_T} - \frac{1}{2}g_\mu + \frac{1}{2}g_{M_0} + \right. \\ \left. + 1) \frac{\delta T_H}{T_H} + (N_n - 3 + 2g_{c_T} + g_\mu - g_{M_0}) \frac{\delta n}{n} - \right. \\ \left. - g_{c_T} \frac{\delta m}{m} + N_{p_\Pi} \frac{\delta p_\Pi}{p_\Pi} \right]. \end{aligned} \quad (3.16)$$

Методы определения входящих в эту формулу показателей изложены выше. Следует отметить, что при пересчете минимальных скоростей горизонтального полета значением показателя g_{M_0} можно пренебрегать, что недопустимо при пересчете максимальных скоростей горизонтального полета. Значение $\delta n_{TK}/n_{TK}$ определяют с учетом характеристик системы регулирования двигателя, как это было показано в гл. 2.

Иногда минимальные и максимальные скорости горизонтального полета вертолета ограничены. Обычно эти ограничения связаны либо с неудовлетворительной работой указателя скорости на малых скоростях, либо с высоким уровнем вибраций и нагрузок в агрегатах вертолета на некоторых режимах. Естественно, выход за ограничения минимальной скорости при взлете и посадке неизбежен, однако выполнять продолжительный полет на таких скоростях не рекомендуется. Если $V_{\min}$ и $V_{\max}$ по ограничениям достигаются при режимах работы двигателя меньших заданного (номинальный, взлетный), то естественно, что на таких скоростях возможен горизонтальный полет практически в любых условиях. Поэтому ограничения $V_{\min}$ не пересчитываются на измененные условия полета. Ограничения максимально допустимой скорости полета, как будет показано ниже, требуют пересчета на измененные условия полета. Однако этот пересчет осуществляется не из условия равенства потребной и располагаемой мощности.

Максимальная скорость полета вертолета ограничена из-за срыва потока с лопастей винта. С увеличением скорости полета вследствие возрастания неравномерности скорости воздушного потока по диску винта и роста махового движения углы атаки в сечениях лопасти в диапазоне азимутов $0^\circ - 90^\circ - 180^\circ$ уменьшаются, а в диапазоне азимутов $180^\circ - 280^\circ - 360^\circ$ — увеличиваются. Значительное влияние на неравномерность углов атаки по радиусу и азимуту оказывают также интенсивные циклоидальные вихри, сбегające с концов лопастей.

При среднем значении коэффициента подъемной силы винта, пропорциональном c_T/σ , на определенных участках лопастей, движущихся по направлению воздушного потока, при некотором значении скорости полета углы атаки превысят критические значения и, следовательно, возникнут зоны срыва потока. С увеличением коэффициента тяги винта c_T и характеристики режима полета μ участки со срывом потока на лопастях возрастают, образуя на диске винта обширные зоны. По мере роста зон срыва потока отмечается значительный рост профильных потерь мощности несущего винта, переменных нагрузок и шарнирных моментов лопастей, а также усилий, передающихся на гидроусилители систем управления циклическим и общим шагом винта. Это вызывает необходимость устанавливать ограничения максимально допустимой скорости полета $V_{\max\text{доп}}$, которые для каждого вертолета удобно представить в виде предельных сочетаний безразмерных величин c_T/σ и μ , которым соответствует начало интенсивного роста переменных нагрузок в критическом элементе конструкции вертолета. Следует отметить, что для маневренных режимов полета, на которых происходит вращение вертолета по тангажу, предельно допустимые сочетания c_T/σ и μ увеличиваются.

Алгоритм определения $V_{\max\text{доп}}$ при наличии ограничений безразмерных величин $c_T/\sigma = f(\mu)$ весьма прост.

Для заданных значений m_3 , n_3 , p_{H_3} , T_{H_3} определяют значения c_T ,

по которым с использованием графика $c_T/\sigma = f(\mu)$ находят значения $\mu_{\text{доп}}$ и далее максимально допустимые значения воздушной и индикаторной скорости полета

$$V_{\text{мах доп}} = \mu_{\text{доп}} \omega R;$$

$$V_{i \text{ мах доп}} = V_{\text{мах доп}} \sqrt{\Delta}.$$

3.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА ПРИ ОТКАЗАХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Отказ одного двигателя на многодвигательном вертолете является одним из основных расчетных случаев отказов систем, значительно ухудшающих летные характеристики вертолета. Возможность продолжения полета или необходимость выполнения посадки при отказе одного двигателя в основном обуславливается располагаемыми значениями вертикальной скорости на разных скоростях и высотах полета. Поэтому при проведении летных испытаний многодвигательных вертолетов устанавливают зависимости вертикальной скорости вертолета от скорости полета с выключенным двигателем. Эти зависимости обычно определяют в заданном диапазоне изменения высоты и полетной массы вертолета.

Зависимости $V_{\text{упр}} = f(V_{\text{пр}})$ находят по методу "зубцов" в диапазоне изменений скорости (по указателю) от 60 км/ч до крейсерской. На зачетных участках один двигатель выключают, а другие переводят на режим, который используется при отказе одного двигателя, например на чрезвычайный режим.

Для повышения безопасности проведения испытаний на зачетных участках "зубцов" двигатель можно не выключать, а переводить на режим минимальной мощности. У большинства двигателей на этом режиме свободная турбина винта передает некоторую небольшую мощность в трансмиссию вертолета, вследствие чего вертикальная скорость на "зубце" будет несколько завышена. По разнице значений вертикальных скоростей, соответствующих полету на постоянной скорости с выключенным двигателем и работающим на режиме малого газа, можно определить мощность двигателя $\Delta N_{\text{м.г}}$ в кВт на минимальном режиме

$$\Delta N_{\text{м.г}} = \frac{(V_{\text{ум.г}} - V_{\text{увык}}) m g}{1000},$$

где $V_{\text{ум.г}}$ и $V_{\text{увык}}$ — вертикальные скорости вертолета при $V_{\text{ук}} = \text{const}$, полученные соответственно при работе одного из двигателей на режиме минимальной мощности и при его выключении.

Зная значение $\Delta N_{\text{м.г}}$ при выполнении "зубцов" с одним двигате-

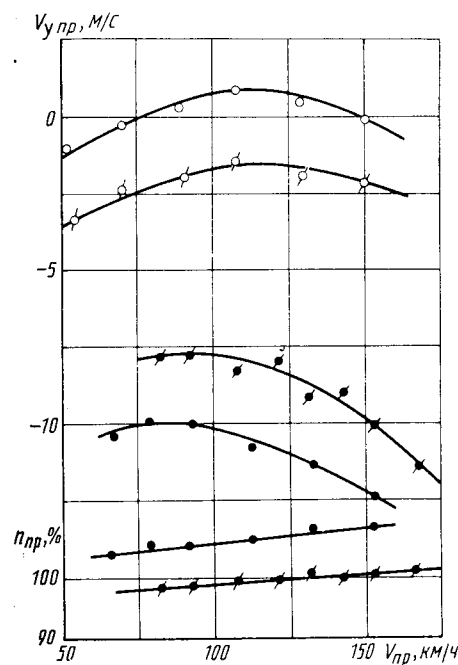


Рис. 3.11. Скоростные характеристики при отказе одного двигателя ($n_{\text{тк.пр1дв}} = 0$; $n_{\text{тк.пр2дв}} = 100\%$; $n_{\text{пр}} = 95\%$) и снижении на режиме авторотации несущего винта ($n_{\text{пр}} = 95\%$) вертолета:
○ — $\bar{m}_{\text{пр}} = 95\%$; ●, ◐ — $\bar{m}_{\text{пр}} = 100\%$; ◑ — $\bar{m}_{\text{пр}} = 86\%$

лем, работающим на режиме минимальной мощности, из полученных вертикальных скоростей необходимо вычесть соответствующую поправку.

Методика приведения значений вертикальной скорости к заданным условиям при отказе одного двигателя аналогична соответствующей методике приведения вертикальных скоростей вертолета при нормальной работе двигателей.

По результатам обработки материалов строят график зависимости $V_{\text{упр}} = f(V_{\text{пр}})$ для заданных значений m , H и T_H (рис. 3.11). По такому графику для соответствующих значений полетной массы определяют V_{min} и $V_{\text{мах}}$ горизонтального полета, $V_{\text{у мах}}$ и соответствующую ему скорость полета, а также минимальное значение угла наклона траектории к горизонту при снижении.

При выборе категории или класса вертолета по нормам летной годности возникает необходимость в пересчете вертикальной скорости V_{y1} , замеренной при данной полетной массе m_1 , к другой заданной массе m_2 . Из уравнения баланса мощности можно получить следующее выражение:

$$V_{y2} = V_{y1} \frac{m_1}{m_2} - \frac{N_{\text{проф}2} - N_{\text{проф}1} + N_{i2} - N_{i1}}{g m_2}, \quad (3.17)$$

где $N_{\text{проф}1}$, $N_{\text{проф}2}$ — потери мощности винта на преодоление профильного сопротивления лопастей винта соответственно при полетных массах m_1 и m_2 ; N_{i2} , N_{i1} — индуктивные потери мощности винта соответственно при полетных массах m_2 и m_1 .

Подставив выражения для $N_{\text{проф}}$ и N_i в это уравнение, после несложных преобразований получим следующую формулу для пересчета V_y :

$$V_{y2} = V_{y1} \frac{m_1}{m_2} - \frac{m_2 g}{2 \rho B^4 V F_{\text{ом}}} \left[1 - \left(\frac{m_1}{m_2} \right)^2 \right] - \sqrt{\frac{m_2 g}{2 \rho \xi_T F_{\text{ом}}}} (1 + 3 \bar{V}^2) \left(\frac{1}{\eta_0 B} - 2 J_V \right) \left[1 - \left(\frac{m_1}{m_2} \right)^{3/2} \right]. \quad (3.18)$$

Коэффициент потерь тяги ξ_T необходимо определять для каждого вертолета с учетом его аэродинамической компоновки. Значение ξ_T может изменяться в пределах от 0,85 до 0,97. Коэффициент концевых потерь лопасти B можно принимать равным 0,98, а коэффициент J_V , зависящий от геометрических характеристик лопасти, можно осреднить и принять равным 1,05.

Для эксплуатации вертолета необходимо знать также зависимости $V_y = f(V_{\text{ук}})$ при $m = \text{const}$ и $H_p = \text{const}$ на режиме авторотации несущего винта. Поскольку мощность двигателей на этом режиме равна нулю, то для $V_{\text{упр}}$ можно записать следующее выражение:

$$V_{\text{упр}} = - \frac{N_{\text{потр.пр}}}{g m_{\text{пр}}} = f(m_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}). \quad (3.19)$$

У некоторых вертолетов $n_{\text{пр}}$ весьма слабо влияет на $V_{\text{упр}}$, поэтому выражение (3.19) примет вид

$$V_{\text{упр}} = f(m_{\text{пр}}, V_{\text{пр}}). \quad (3.20)$$

Представление характеристик снижения на режиме авторотации в таком виде позволяет находить физические зависимости $V_y = f(V_{\text{ук}})$ для любых заданных условий полета.

В летных испытаниях эти зависимости обычно определяют в диапазоне изменения скорости от 60 км/ч до крейсерской. Диапазон изменения $m_{\text{пр}}$ обуславливается сочетаниями максимальной и минимальной полетной массы и барометрической высоты полета.

Для сокращения летного времени и повышения безопасности испытаний целесообразно применять следующую методику определения глиссад на режиме авторотации. Сначала вертикальные скорости определяют при работе двигателей на режиме минимально возможной мощности, затем в значения V_y , полученные таким образом, вносят соответствующую поправку. Если известна мощность двигателя на этом режиме, то поправку подсчитывают по формуле

$$\delta V_y = - \frac{n \Delta N_{\text{м.г}}}{g m}. \quad (3.21)$$

Если значение $\Delta N_{\text{м.г}}$ неизвестно, то необходимо на каждой высоте на

наивыгоднейшей скорости выполнить режим снижения с выключением двигателей.

Поправку δV_y вычисляют как разницу значений вертикальных скоростей на режимах снижения при авторотации винта и при работе двигателей на режиме минимальной мощности.

По результатам измерений на зачетных участках "зубцов" определяют значения $V_{\text{упр}}$, $V_{\text{пр}}$, $m_{\text{пр}}$ и $n_{\text{пр}}$ и углы планирования

$$\theta = \arctg \frac{V_{\text{упр}}}{V_{\text{пр}}} = \arctg \frac{V_y}{V}. \quad (3.22)$$

И затем строят графики зависимостей

$$\begin{aligned} V_{\text{упр}} &= f(V_{\text{пр}}, m_{\text{пр}}); \quad \theta = f(V_{\text{пр}}, m_{\text{пр}}); \\ \varphi_{\text{ош}} &= f(V_{\text{пр}}, m_{\text{пр}}); \quad n_{\text{пр}} = f(V_{\text{пр}}, m_{\text{пр}}). \end{aligned} \quad (3.23)$$

На рис. 3.11 показан пример зависимостей

$$V_{\text{упр}} = f(V_{\text{пр}}, m_{\text{пр}}) \text{ и } n_{\text{пр}} = f(V_{\text{пр}}, m_{\text{пр}}).$$

Характеристики планирования вертолета на режиме авторотации винта для заданных условий полета определяют следующим образом. Условия полета задаются величинами ρ_{H3} , T_{H3} , m_3 . Для ряда скоростей $V_{\text{пр}}$ по указателю определяются индикаторные скорости и подсчитывают величины $V_{\text{пр.з}}$

$$V_{\text{пр.з}} = V_{\text{из}} \sqrt{\frac{\rho_c}{\rho_H}}.$$

По значениям $m_{\text{пр.з}}$ и $V_{\text{пр.з}}$ и зависимостям (3.23) определяют $V_{\text{упр}}$, θ , $\varphi_{\text{ош}}$ и $n_{\text{пр}}$. Далее подсчитывают физические значения V_y и n в заданных условиях и строят графики $V_y = f(V_{\text{ук}})$; $\theta = f(V_{\text{ук}})$, $\varphi_{\text{ош}} = f(V_{\text{ук}})$, $n = f(V_{\text{ук}})$ для постоянных значений m_3 и H_3 .

Следует отметить, что на величину V_y может существенно влиять частота вращения винта, которая зависит от его угла общего шага. Поэтому практический интерес представляет определение допустимого значения n , при котором вертикальная скорость снижения на режиме авторотации минимальна. Для этого "зубцы" при $V_{\text{ук}} = \text{const}$ выполняют при разных значениях частоты вращения винта.

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

4.1. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАСХОДОВ ТОПЛИВА

Как было показано в разд. 1.1, для определения дальности и продолжительности полета вертолета достаточно определить километровые и часовые расходы топлива на режимах горизонтального полета, набора высоты и снижения.

Приведенный часовой расход топлива $G_{т.пр}$ в горизонтальном полете зависит только от приведенных значений полетной массы, скорости полета и частоты вращения винта (2.28).

Для обработки результатов измерений такую зависимость удобно представить в виде относительного приведенного километрового расхода топлива

$$\bar{q} = \frac{q_{пр}}{m_{пр}} = \frac{G_{т.пр}}{m_{пр} V_{пр}} = \frac{G_{т}}{m V} = f(m_{пр}, V_{пр}, n_{пр}). \quad (4.1)$$

Зависимость (2.28) или (4.1) принято называть обобщенной характеристикой расходов топлива вертолетов с турбовальными двигателями в горизонтальном полете. Как видно, эта характеристика прямо не зависит от температуры и давления воздуха. Поэтому если зависимость (4.1) получить в случайных условиях полета, то она будет справедлива и для любых заданных условий в диапазонах изменения $m_{пр}$, $V_{пр}$ и $n_{пр}$.

Для определения обобщенной характеристики расходов топлива вертолета в полном объеме необходимо выполнить серии режимов горизонтального полета на различных скоростях и высотах полета. Обычно достаточно выбрать четыре значения барометрической высоты, что позволяет обеспечить изменение в необходимом диапазоне приведенной массы вертолета. На каждой высоте полета серии режимов с 5–6 значениями скорости по указателю выполняются для 4–5 фиксированных значений частоты вращения винта, выбранных в эксплуатационном диапазоне ее изменения. Продолжительность зачетного участка на каждом режиме выбирается такой, чтобы при контроле горизонтальности полета по бортовым приборам – высотомеру и вариометру средняя вертикальная скорость вертолета за режим не превышала 0,25 м/с. Если отклонение от заданной высоты в течение режима не превышает 25 м, что хорошо может быть проконтролировано летчиком по высотомеру, то продолжительность режима составляет 2 ... 3 мин. При этом предельная погрешность измерения расхода топлива из-за отклонения полета от горизонтального не превысит 1 %. Для сохранения постоянного значения $m_{пр}$ при выполнении серии режимов барометрическую высоту полета

по мере выработки топлива необходимо изменять в соответствии с зависимостью

$$p_H = \frac{p_c}{m_{пр}} (m_B + m_T),$$

где m_B – масса вертолета без топлива; m_T – остаток топлива в баках вертолета при выполнении режима.

Полеты необходимо выполнять в спокойную погоду без болтанки.

По замеренным в полете $G_{т}$, $V_{ук}$, m , n , p_H и T_H подсчитывают $G_{т.пр}$, $m_{пр}$, $V_{пр}$ и $n_{пр}$, строят графики зависимостей $G_{т.пр} = f(V_{пр}, m_{пр})$ и $\Delta G_{т.пр} = f(n_{пр})$ для ряда $m_{пр} = \text{const}$ и $V_{пр} = \text{const}$ (рис. 4.1 и 4.2).

С использованием таких графиков по формуле (4.1) можно определить относительные километровые расходы топлива (рис. 4.3) для разных $V_{пр}$, минимальное значение которых соответствует полету на максимальную дальность.

Влияние частоты вращения свободной турбины на мощность турбовального двигателя и частоты вращения винта на его потребную мощность приводит к тому, что расходы топлива вертолета могут существенно зависеть от $n_{пр}$ (см. рис. 4.2). При постоянной физической частоте вращения винта при эксплуатации величина $n_{пр}$ будет изменяться в широких пределах вследствие того, что полеты выполняются при разной температуре наружного воздуха. Поэтому зависимости (4.1) должны

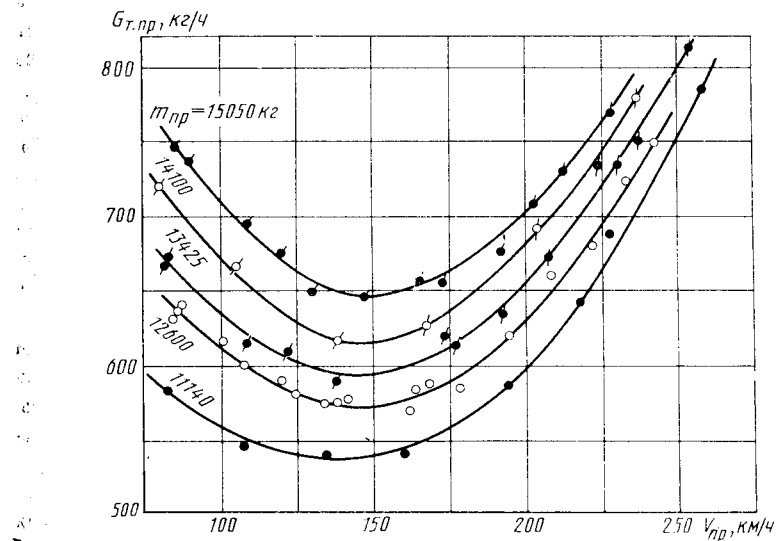


Рис. 4.1. Обобщенная приведенная характеристика расходов топлива вертолета с турбовальными двигателями в горизонтальном полете $n_{пр} = 95\%$:
○, ●, △, ◆ – результаты летных исследований

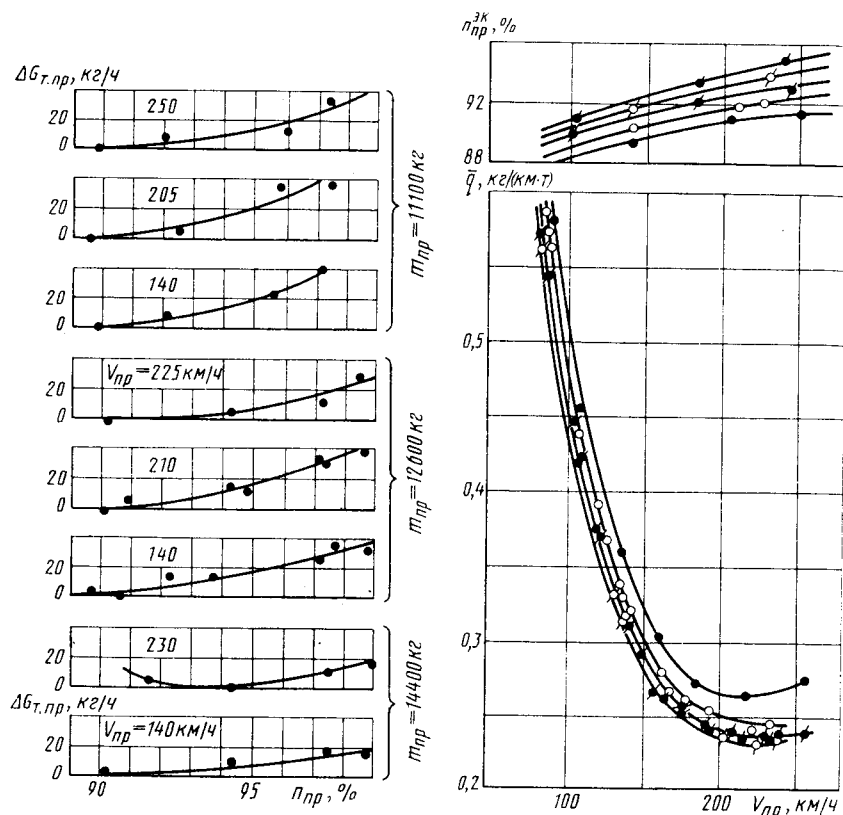


Рис. 4.2. Влияние $n_{пр}$ на изменение приведенного часового расхода топлива вертолета в горизонтальном полете

Рис. 4.3. Типичный вид сетки экономических режимов полета вертолета:
 ● — $\bar{m} = 100\%$, ○ — 113% , ● — 121% , ● — 127% , ● — 135%

определяться для разных частот вращения винта. Это не представляет трудности, если на вертолете предусмотрена перенастройка частоты вращения винта в полете. Если такая перенастройка системой регулирования двигателями не предусмотрена, то настройка частоты вращения винта производится перед полетом. Зависимости $G_{т,пр} = f(n_{пр})$ при $V_{пр} = \text{const}$ и $m_{пр} = \text{const}$ используются при подсчете расходов топлива в любых заданных условиях полета с учетом изменения $n_{пр}$.

Поправки к $G_{т,пр}$ и $\bar{q}$ на изменение $n_{пр}$ определяют по формулам

$$\delta G_{т,пр} = G_{т,пр}^n \delta n_{пр}; \quad \delta \bar{q} = \frac{G_{т,пр}^n}{V_{пр}^m} \delta n_{пр}, \quad (4.2)$$

где $G_{т,пр}^n = \partial G_{т,пр} / \partial n_{пр}$ определяется путем графического дифференцирования зависимостей $\Delta G_{т,пр} = f(n_{пр})$.

Обобщенные характеристики $G_{т,пр} = f(V_{пр}, m_{пр})$ для ряда $n_{пр} = \text{const}$ позволяют найти часовой и километровый расходы топлива для любых заданных условий полета.

При решении этой задачи в общей постановке по заданным значениям m_3 , n_3 , p_{H3} и T_{H3} подсчитывают приведенные значения $m_{пр,3}$ и $n_{пр,3}$, по которым и по обобщенной характеристике расходов топлива для ряда $V_{пр}$ определяют $G_{т,пр,3}$, подсчитывают часовой и километровый расходы топлива и индикаторную скорость

$$G_{т,3} = G_{т,пр,3} \frac{p_{H3}}{p_c} \sqrt{\frac{T_{H3}}{T_c}};$$

$$q_3 = \frac{G_{т,пр,3}}{V_{пр}} \frac{p_{H3}}{p_c}; \quad V_i = V_{пр} \sqrt{\frac{p_{H3}}{T_c}}. \quad (4.3)$$

По результатам расчетов строят графики зависимостей $q = f(V_{ук})$, $G_{т} = f(V_{ук})$ в заданных условиях (см. рис. 1.5). По этим зависимостям определяют минимальные значения $G_{т,мин}$ и $q_{мин}$ и соответствующие им скорости полета по указателю, при которых продолжительность и дальность полета максимальные.

4.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ В ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ РАСХОДОВ ТОПЛИВА ПО МЕТОДУ ПОДБОРА ВЫСОТЫ

При контрольной проверке расходов топлива у разных экземпляров серийных вертолетов и при сравнительной оценке различных конструктивных мероприятий, направленных на улучшение характеристик дальности и продолжительности полета, возникает необходимость в определении расходов топлива на данном режиме полета в стандартных условиях. Использование теории подобия позволяет решать такие задачи для практически любых случайных условий полета. Например, требуется определить часовой и километровый расход топлива для заданных условий, определяемых значениями m_3 , $V_{ук,3}$, H_3 , T_{H3} и n_3 . Стандартные условия являются частным случаем заданных условий полета.

Если фактическая полетная масса отличается от заданной, то из условия $m_{пр,ф} = m_{пр,3}$ можно найти барометрическое давление, т.е. высоту полета, на которой нужно выполнить режим:

$$p_H = \frac{m_{ф}}{m_3} p_{H3}. \quad (4.4)$$

Индикаторную скорость и частоту вращения винта на режиме находим также из условия равенства приведенных значений $V_{пр}$ и $n_{пр}$ в фактических и заданных условиях

$$V_{i\phi} = V_{i3} \sqrt{\frac{m_{\phi}}{m_3}}; \quad n_{\phi} = n_3 \sqrt{\frac{T_{H\phi}}{T_{H3}}}. \quad (4.5)$$

Если полет выполнялся при условиях (4.4) и (4.5), то приведенные значения часового и километрового расхода топлива в заданных и фактических условиях полета также будут равны. Тогда искомые $G_{T,3}$ и q_3 будут связаны с фактическими значениями этих величин $G_{T,\phi}$ и q_{ϕ} :

$$G_{T,3} = G_{T,\phi} \frac{m_3}{m_{\phi}} \sqrt{\frac{T_{H3}}{T_{H\phi}}}; \quad q_3 = q_{\phi} \frac{m_3}{m_{\phi}}. \quad (4.6)$$

В некоторых случаях из-за большой разницы между $T_{H\phi}$ и T_{H3} не удастся выдержать требуемую частоту вращения винта в фактических условиях полета вследствие того, что диапазон возможного ее изменения ограничен.

В таких случаях в значение замеренного приведенного часового расхода топлива необходимо внести соответствующую поправку на отклонение частоты вращения винта $\delta n_{пр} = n_{пр,3} - n_{пр,\phi}$, как это было показано выше.

4.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА НА МАКСИМАЛЬНУЮ ДАЛЬНОСТЬ

Весьма актуальной для эксплуатации вертолетов является задача определения режима полета, на котором при заданном запасе топлива дальность полета будет максимальной. Ей эквивалентна задача определения минимального потребного запаса топлива в данных условиях для полета на заданную дальность. В этом случае значение платной нагрузки будет максимальным.

Если высота полета невелика, то режимы, определенные по минимуму q в горизонтальном полете, практически совпадают с режимами максимальной дальности, так как характеристики набора высоты и снижения в этом случае почти не влияют на дальность полета. Однако, если ограничений на высоту полета не накладывается, характеристики скороподъемности и снижения, расходы топлива на режимах взлета и посадки, набора высоты и снижения могут оказывать заметное влияние на режимы горизонтального полета, при которых реализуется максимальная дальность. Заметное влияние на эти режимы могут оказывать также скорость и направление ветра.

При эксплуатации вертолетов полеты на дальность выполняются по профилю: взлет, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и посадка. При таком профиле полета общая дальность полета подсчитывается по формуле

$$L = L_H + L_{Г.П} + L_{сн}. \quad (4.7)$$

Определим массу топлива, вырабатываемую на режиме горизонтального полета:

$$m_{T,Г.П} = m_T - \frac{\Delta H}{3600} \sum_{i=1}^n \frac{G_{T,нi}}{V_{yni}} - \frac{\Delta H}{3600} \sum_{i=1}^n \frac{G_{T,снi}}{V_{ycнi}} - \Delta m_{T,зем}, \quad (4.8)$$

где m_T — полный запас топлива; $G_{T,нi}$, $G_{T,снi}$ — средние на участке высоты ΔH часовые расходы топлива при наборе высоты и снижении соответственно; $\Delta m_{T,зем}$ — масса топлива, вырабатываемая при запуске и гонке двигателей на земле, при висении, разгоне и торможении.

Путевую скорость на всех участках полета в зависимости от скорости и направления ветра можно выразить следующим образом:

$$V_{пут} = V \cos \beta_{сн} - W \cos(\psi_B - \psi_{пут}), \quad (4.9)$$

где ψ_B — угол, определяющий направление ветра; $\psi_{пут}$ — путевой угол вертолета; $\beta_{сн}$ — угол сноса вертолета;

$$\sin \beta_{сн} = \frac{W \sin(\psi_B - \psi_{пут})}{V}.$$

Если известны характеристики скороподъемности и снижения, часовые расходы топлива на этих режимах и зависимости $G_{T,пр} = f(V_{пр}, m_{пр}, n_{пр})$, режимы полета на максимальную дальность можно определить по следующему алгоритму.

1. Для заданных условий полета: $T_H = f(H_p)$, $W = f(\psi_B)$ по номограмме $m_{взл} = f(T_H, H_p, W)$ находят значения взлетной массы вертолета.

2. Задают ряд значений барометрических высот полета по маршруту, для которых определяют длину участков пути и массу выработанного топлива на режимах набора высоты $m_{T,н}$ и снижения $m_{T,сн}$ и $\Delta m_{T,зем}$, входящие в качестве слагаемых в формулы (4.7) и (4.8).

3. С учетом массы выработанного топлива $m_{T,н}$, $m_{T,сн}$ и платной нагрузки $m_{пл}$ по формуле (4.8) определяют запас топлива для горизонтального полета на каждой высоте.

4. Для ряда скоростей по указателю, выбранных близкими крейсерской скорости, на каждой высоте по зависимости $V_i = f(V_{ук})$ находят индикаторную воздушную и приведенную скорости полета и по формуле (4.9) подсчитывают путевую скорость вертолета.

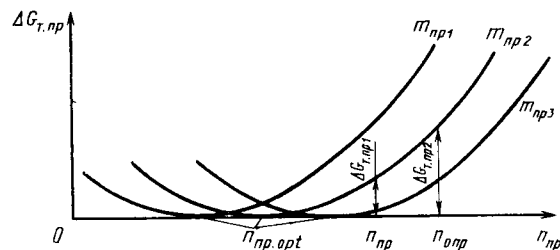


Рис. 4.4. График определения поправок к значению часового расхода топлива при нахождении режимов полета вертолета на максимальную дальность

5. Подсчитывают среднюю $m_{г.п.ср}$ и приведенную $m_{пр.г.п}$ полетные массы вертолета на горизонтальном участке полета

$$m_{г.п.ср} = m_c + m_{пл} + \frac{m_{г.п.п}}{2},$$

где m_c — масса снаряженного вертолета; $m_{пл}$ — масса платной нагрузки.

6. По значению $m_{пр.г.п}$ и выбранным значениям $V_{пр}$ на каждой высоте с помощью зависимостей $G_{т.пр} = f(m_{пр}, V_{пр})$, полученных обычно для постоянного значения $n_{пр}$, определяют $G_{т.пр}$.

7. В зависимости от законов регулирования частоты вращения несущего винта ($n = \text{const}$ или $n = \text{var}$) определяют поправки к $G_{т.пр}$ на отклонение значения $n_{пр.ф}$ в фактических условиях полета от значения $n_{пр}$, для которого найдены зависимости $G_{т.пр} = f(m_{пр}, V_{пр})$.

Если частота вращения винта n_0 постоянна при всех условиях полета независимо от p_H и T_H , то для каждой выбранной высоты для заданных условий $T_H = f(H)$ подсчитывают значения $n_{0пр} = n_0 \sqrt{288/T_{H3}}$. По значениям $m_{пр.г.п}$, $V_{пр}$, $n_{0пр}$ и $n_{пр}$ находят две поправки $\Delta G_{т.пр}$ (рис. 4.4) и подсчитывают разность:

$$\delta G_{т.пр1} = \Delta G_{т.пр1} - \Delta G_{т.пр2}.$$

Если в полете возможна перенастройка частоты вращения винта, т.е. $n = \text{var}$, то полет целесообразно выполнять при таком значении n , при котором физический расход топлива будет минимальным. В этом случае поправка к приведенному расходу топлива

$$\delta G_{т.пр2} = \Delta G_{т.пр1},$$

так как при оптимальной частоте вращения винта приведенный расход топлива будет меньше, чем при значении $n_{пр}$, для которого определены базовые зависимости $G_{т.пр} = f(m_{пр}, V_{пр})$.

8. Подсчитывают исправленный по $n_{пр}$ приведенный часовой расход топлива

$$G_{т.пр.испр} = G_{т.пр} - \delta G_{т.пр1,2}$$

и физический расход топлива в заданных условиях для принятого закона регулирования частоты вращения винта:

$$G_{т.3} = G_{т.пр.испр} \frac{p_{H3}}{p_c} \sqrt{\frac{T_{H3}}{T_c}}.$$

9. На каждой заданной высоте для принятых значений скорости по указателю определяют километровые расходы топлива

$$q_3 = \frac{G_{т.3}}{V_{пут}}.$$

Затем для каждой высоты строят график зависимости $q = f(V_{ук})$, по которому определяют минимальный километровый расход и соответствующую ему скорость полета по указателю в заданных условиях.

10. По формуле (4.7) определяют длину горизонтального участка полета и полную максимальную дальность.

Исследование характеристик дальности полета, полученных по этому алгоритму для одного из вертолетов, позволяет сделать ряд интересных выводов.

На рис. 4.5 показана зависимость дальности от высоты полета при постоянной частоте вращения винта и оптимальном ее изменении. Видно, что наибольшая дальность реализуется на $H \approx 2500 \dots 3000$ м, что существенно меньше высоты, на которой относительный километровый расход топлива минимален. Это объясняется тем, что средний километровый расход топлива на всем маршруте при полете на высоте, на которой значение $\bar{q}$ минимально, возрастает вследствие уменьшения средней скорости полета

$$V_{ср} = \frac{V_H \tau_H + V_{г.п} \tau_{г.п} + V_{сн} \tau_{сн}}{\tau_H + \tau_{г.п} + \tau_{сн}},$$

из-за малых значений V_H и $V_{сн}$ на участках набора высоты и снижения, а также из-за увеличения времени набора высоты τ_H . Если ограничение $V_{\max}$ на больших высотах меньше скорости, соответствующей минимальному километровому расходу (см. рис. 4.5), то высота полета, на которой дальность полета максимальна, понизится еще больше.

По мере уменьшения запаса топлива m_T оптимальная высота полета продолжает уменьшаться, и при малых m_T максимальная дальность достигается при полете у земли, а не на высоте, соответствующей минимальному километровому расходу.

Другой важной особенностью изменения дальности в зависимости от условий полета является значительное влияние $n_{пр}$ (окружного числа M_0 лопастей) на расходы топлива. Как видно из рис. 4.6, по мере уменьшения температуры воздуха и роста по этой причине $n_{пр}$ дальность полета уменьшается, особенно в области отри-

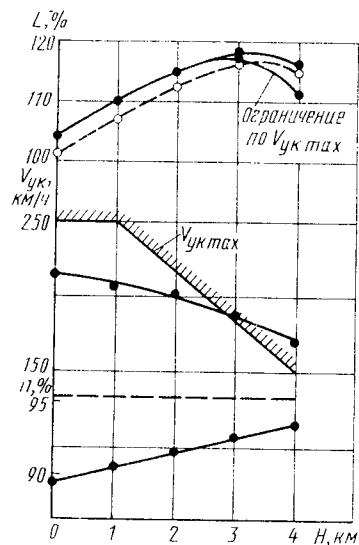


Рис. 4.5. Зависимости характеристик режима полета на максимальную дальность от высоты:

--- $n = \text{const}$; — $n = \text{opt}$

$q, \text{кг/км}$

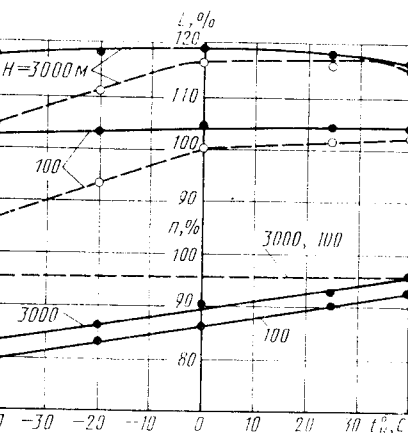
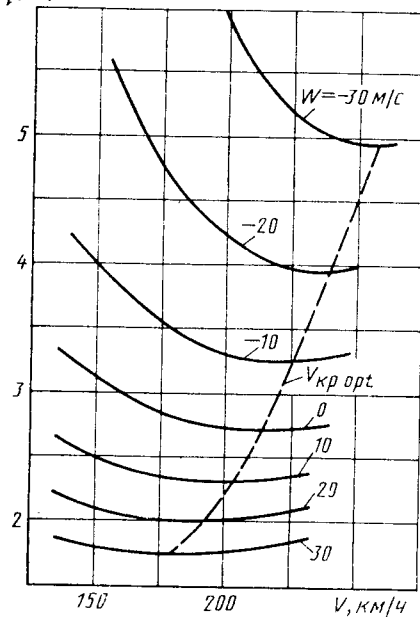


Рис. 4.6. Влияние температуры окружающего воздуха и частоты вращения винта на максимальную дальность при полете на разной высоте:

--- $n = 95,3 \%$; — $n = \text{opt}$

нительных температур. Эффективным способом ослабления вредного влияния понижения температуры на расход топлива является уменьшение частоты вращения винта при понижении температуры воздуха.

Значительное влияние на максимальную дальность полета вертолета оказывает также ветер. Следует отметить, что влияние ветра на дальность полета происходит не только вследствие естественного изменения путевой скорости вертолета, но и вследствие изменения воздушной скорости, при которой километровый расход топлива минимальный (рис. 4.7). С ростом скорости ветра минимум километрового расхода топлива смещается при встречном ветре в сторону больших, и при попутном ветре в сторону меньших воздушных скоростей полета. Поэтому для достижения максимальной дальности при встречном ветре следует выполнять полет со скоростью несколько большей, а при попутном ветре — несколько меньшей крейсерской скорости полета, полученной без учета ветра. Это влияние направления ветра на воздушную скорость и, следовательно, на дальность полета у современных вертолетов сравнительно невелико. Однако при уменьшении крейсерских скоростей полета это влияние заметно возрастает.

Особенно значительно влияние ветра на путевой километровый расход топлива при транспортировке грузов на внешней подвеске, когда воздушные скорости полета невелики и составляют 100 ... 150 км/ч. При таких скоростях полета даже небольшое увеличение воздушной скорости при встречном ветре позволит существенно уменьшить километровый расход топлива и, следовательно, увеличить дальность полета.

4.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ В ЗАДАННЫХ УСЛОВИЯХ РАСХОДОВ ТОПЛИВА НА РЕЖИМАХ НАБОРА ВЫСОТЫ, СНИЖЕНИЯ И ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ

Как следует из формул (1.7) и (4.8), для определения дальности и продолжительности полета вертолета, кроме часовых и километровых расходов топлива на режимах горизонтального полета, необходимо знать также массу вырабатываемого топлива на режимах набора высоты и снижения и при работе двигателей на земле.

Набор высоты обычно производится на определенном режиме работы двигателя, например на номинальном или взлетном режиме. Для определения массы вырабатываемого топлива на этом режиме необходимо знать характеристики скороподъемности вертолета и зависимость часового расхода топлива от высоты полета в заданных условиях, т.е. $\tau_3 = f(H)$ и $G_{т,3} = f(H)$. При этом количество топлива, выгораемого в течение времени набора заданной высоты, будет

$$m_{т.н.з} = \int_0^{H_3} G_{т,3} d\tau_3 \approx \sum_{i=1}^n G_{т,ср i} \Delta\tau_i,$$

где $\Delta\tau_i$ и $G_{т,ср i}$ — время набора высоты ΔH и средний часовой расход топлива на i -м участке в заданных условиях.

Рис. 4.7. Влияние скорости и направления ветра на километровые расходы топлива вертолета ($H = 1000 \text{ м}$, $t_H = -20^\circ \text{C}$, $m = 100 \%$)

5. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ

5.1. О ВЫБОРЕ ТРАЕКТОРИЙ И МЕТОДОВ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ

Как указывалось выше (см. гл. 1), основным способом взлета является взлет по-вертолетному. Поэтому отработка рациональной техники пилотирования и определение характеристик для этого типа взлета занимают значительное место при проведении испытаний.

Даже при небольших избытках мощности взлет по-вертолетному можно выполнять по большому числу траекторий, которые существенно отличаются взлетными дистанциями и степенью безопасности полета при отказе двигателя. Поэтому при проведении летных испытаний нового вертолета, естественно, возникает вопрос о критериях выбора траекторий и методов пилотирования при определении взлетных характеристик. Ответ на этот вопрос может быть получен на основании анализа зависимости взлетной дистанции вертолета от атмосферных и эксплуатационных параметров.

Разделим траекторию при взлете по-вертолетному на участки разгона и набора высоты.

Найдем длину участка разгона

$$L_p = \int_0^t V(t) dt. \quad (5.1)$$

Поскольку определить функцию $V(t)$ в явном виде из дифференциальных уравнений не представляется возможным, решим это уравнение, приравняв изменение кинетической энергии вертолета при разгоне затратам энергии силовой установки за вычетом энергии, потребной для горизонтального полета:

$$\frac{mV^2}{2} = \int_0^t \Delta N dt,$$

где $\Delta N = N_{едв} - N_{потр}$ — избыток мощности двигателей над мощностью, потребной для горизонтального полета с постоянной скоростью. Из этого уравнения найдем

$$dt = \frac{mV}{\Delta N} dV.$$

Подставив это выражение в уравнение (5.1) и изменив пределы интегрирования, получим

$$L_p = m \int_0^V \frac{V^2 dV}{\Delta N}. \quad (5.2)$$

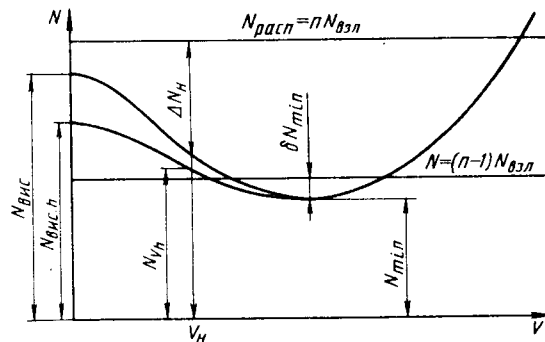


Рис. 5.1. График для определения изменения избытка мощности вертолета при отказе одного двигателя и среднего избытка мощности на разгоне при взлете

Воспользовавшись средним значением избытка мощности на участке изменения скорости от 0 до V и проинтегрировав уравнение (5.2), найдем

$$L_p = \frac{1}{3} \frac{m}{\Delta N_{cp}} V^3 = \frac{1}{3} \frac{m}{\Delta N_{cp}} \left(\frac{V_i}{\sqrt{\Delta}} \right)^3. \quad (5.3)$$

Выражение для длины участка набора высоты найдем, используя связь между проходимым расстоянием, вертикальной и горизонтальной скоростями и перепадом высоты, изменяющимся от высоты разгона до высоты в конце взлетной дистанции $h_{взл}$:

$$L_h = \frac{h_{взл} - h_p}{V_y} \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}. \quad (5.4)$$

Таким образом для полной взлетной дистанции имеем следующее выражение:

$$L_{взл} = \frac{1}{3} \frac{m}{\Delta N_{cp}} \left(\frac{V_i}{\sqrt{\Delta}} \right)^3 + \frac{h_{взл} - h_p}{V_y} \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}. \quad (5.5)$$

Выражение (5.5) можно использовать для определения потребной тяговооруженности, при которой значение $L_{взл}$ будет не более заданного для принятого способа взлета. Для этого выразим средний избыток мощности на разгоне ΔN_{cp} и вертикальную скорость V_y через мощность двигателей и потребную мощность вертолета. Величину ΔN_{cp} можно приближенно представить следующей зависимостью (рис. 5.1):

$$\Delta N_{cp} = N_e - \frac{1}{2} (N_{висh} - N_{vh}). \quad (5.6)$$

В зоне воздушной подушки справедливы соотношения

$$N_{висh} = \bar{N}_0 N_{вис}; \quad N_{vh} = \bar{N}_V N_V, \quad (5.7)$$

где $\bar{N}_0$, $\bar{N}_V$ — коэффициенты, характеризующие влияние воздушной подушки на потребляемую мощность вертолета на режиме висения и при скорости V ; $N_{\text{вис}}$ и N_V — потребляемые мощности вертолета на режиме висения и при полете со скоростью V вне зоны воздушной подушки.

Подставив формулы (5.7) в (5.6), получим

$$\Delta N_{\text{ср}} = N_e \left[1 - \frac{\bar{N}_{\text{вис}}(\bar{N}_0 + \bar{N}_V \bar{N})}{2} \right], \quad (5.8)$$

где $\bar{N} = N_V/N_{\text{вис}}$ и $\bar{N}_{\text{вис}} = N_{\text{вис}}/N_e$.

Вертикальную скорость на режиме набора высоты запишем в тех же обозначениях

$$V_y = \frac{\Delta N_{\text{н}}}{mg} = \frac{N_e}{mg} (1 - \bar{N} \bar{N}_{\text{вис}}). \quad (5.9)$$

Подставив выражения (5.8) и (5.9) в уравнение (5.5) и разрешив его относительно $\bar{N}_{\text{вис}}$, найдем

$$\bar{N}_{\text{вис}} = \frac{[A(\bar{M} + 2\bar{N}) - B_0\bar{N} - C\bar{M}]}{2A\bar{N}\bar{M}} + \frac{\sqrt{[A(\bar{M} + 2\bar{N}) - B_0\bar{N} - C\bar{M}]^2 - 4A\bar{M}\bar{N}(2A - B_0 - 2C)}}{2A\bar{N}\bar{M}}, \quad (5.10)$$

где $A = 225Lg$; $B_0 = \frac{2gV^3}{\eta_{\text{п}}}$; $C = 0,418(h_{\text{взл}} - h_p)gqN$; $\bar{M} = (\bar{N}_0 - \bar{N}_V\bar{N})$,

где $\eta_{\text{п}}$ — коэффициент, учитывающий использование мощности двигателей на разгоне.

Величина $\bar{N}_{\text{вис}}$ связана с характеристикой $q\sqrt{p}$ следующей зависимостью:

$$q\sqrt{p} = 37,5\eta_0\xi_{\text{вис}}\bar{p}^{3/2}\Delta^{1/2}\bar{N}_{\text{вис}}. \quad (5.11)$$

Тогда для коэффициента тяговой вооруженности имеем

$$k_T = \frac{\xi_T T_{\text{max}}}{mg} = \xi_T \sqrt{\Delta} \frac{(37,5\eta_0\xi_{\text{вис}})^2}{q\sqrt{p}}. \quad (5.12)$$

Для нахождения k_T необходимо знать $\bar{N}$, которая входит в формулу (5.10), а следовательно, и в (5.11) и (5.12).

Потребная мощность на висении может быть представлена в виде

$$N_{\text{вис}} = \frac{0,735mg}{75 \cdot 9,81\xi_T\eta_0\xi_{\text{вис}}} \frac{2}{B} \sqrt{\frac{p}{\xi_T\Delta}}. \quad (5.13)$$

Уравнение потребной мощности на режиме горизонтального полета можно записать в следующем виде

$$N_{\text{потр}} = N_{\text{проф}} + (z + \kappa_{12} + \kappa_{21})v_i T + N_{\text{вр}}, \quad (5.14)$$

где $N_{\text{вр}}$ — мощность, затрачиваемая на преодоление вредного сопротивления вертолета; κ_{12} и κ_{21} — коэффициенты, учитывающие взаимное влияние винтов двухвинтовых вертолетов, их значения могут быть определены по данным, приведенным в книгах [4, 7, 33].

На малых скоростях полета при небольших углах атаки винта согласно теории Глауэрта — Локка индуктивную скорость можно представить в следующем виде

$$v_i = \sqrt{-\frac{V^2}{2} + \sqrt{\frac{V^4}{4} + \left[\frac{1}{4}c_T(\omega R)^2\right]^2}}. \quad (5.15)$$

Учитывая это уравнение и выражения для $N_{\text{проф}}$ и $N_{\text{вр}}$, окончательно для $\bar{N}$ получим:

$$\bar{N} = \frac{\frac{p^3}{\Delta\xi_T^3} \left(\frac{1}{\eta_0 B} - 2J_V(1 + 3V^2) + (z + \kappa_{12} + \kappa_{21}) \times \right.}{1/\eta_0 B \sqrt{p^3/\xi_T^3} \Delta \times \dots \rightarrow} \dots \rightarrow \frac{\times \frac{pf}{2z} \sqrt{-\frac{V^2}{2} + \sqrt{\frac{V^4}{4} + \left(\frac{4p}{\Delta B^4}\right)^2}} + \frac{\bar{c}_{\text{хвр}} \Delta V^3}{32}}{\times \xi_{\text{Г,п}}/\xi_{\text{вис}}}. \quad (5.16)$$

По формулам (5.10) — (5.12) и (5.16) рассчитывают значения коэффициента тяговой вооруженности в зависимости от взлетной дистанции (рис. 5.2). Из графика видно, что для уменьшения взлетной дистанции при рассмотренной методике взлета необходимо увеличивать тяговую вооруженность вертолета на режиме висения. Особенно значительным становится увеличение k_T при малых $L_{\text{взл}}$. При $L_{\text{взл}} = 50$ м у вертолетов разных схем значение k_T составляет от 1,07 до 1,3.

Однако вследствие того, что обычно на разгоне угол тангажа не превышает $10 \dots 15^\circ$, что диктуется условиями комфорта и безопасности полета в случае отказа двигателя, наибольшее значение k_T , реализуемое при взлете по принятой методике, составляет приблизительно 1,04. Большее увеличение коэффициента тяговой вооруженности оказывается неэффективным для уменьшения взлетной дистанции. Отсюда следует вывод о том, что существенное сокращение $L_{\text{взл}}$ возможно только путем изменения методики взлета. Естественно, возникает вопрос о нахождении минимальных значений $L_{\text{взл}}$, т.е. об определении оптимальных траекторий.

Зависимость (5.5) позволяет найти такие оптимальные траектории

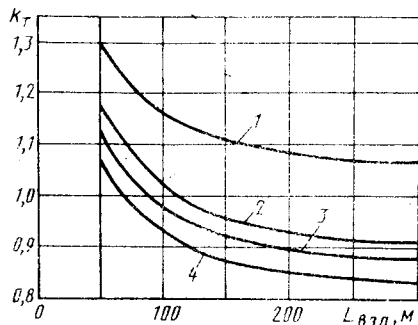


Рис. 5.2. Изменение коэффициента тяговой вооруженности на режиме висения в зависимости от взлетной дистанции при взлете с горизонтальным разгоном до $V = 60$ км/ч, $h_{взл} = 25$ мм;

1 — вертолеты продольной схемы; 2 — вертолеты соосной схемы; 3 — одновинтовые вертолеты; 4 — вертолеты поперечной схемы

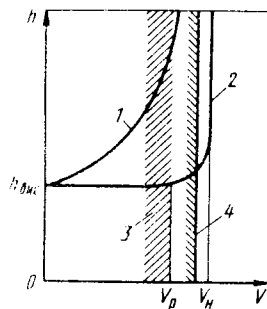


Рис. 5.3. Программа взлета вертолета:

1 — оптимальная; 2 — принятая; 3 — зона повышенных вибраций; 4 — начало устойчивой работы УС

при заданной мощности двигателей, которая позволяет вертолету находиться в режиме висения вблизи земли на данной высоте.

При заданной высоте висения однозначно определена зависимость вертикальной скорости от воздушной скорости полета $V_y = f(V)$.

При заданной высоте препятствия взлетная дистанция будет наименьшей при условии, что $V_{\theta \max} > V_p > V_{\min, n}$. При увеличении исходной высоты висения уменьшается $V_{\theta \max}$ и поэтому оптимальная скорость разгона также уменьшается. Даже при небольших избытках мощности вне зоны воздушной подушки $V_{\theta \max} = 0$, поэтому нет необходимости разгоняться, так как при вертикальном наборе высоты $L_{взл} = 0$. Таким образом, при увеличении избытка мощности оптимальная взлетная траектория вырождается в вертикальную траекторию.

Аналогичные результаты получены с использованием градиентного метода оптимизации управления вертолетом при взлете [2].

Однако оптимальные траектории не всегда можно рекомендовать к реализации. При выборе рациональных траекторий и составлении рекомендаций летчику в руководствах по летной эксплуатации (РЛЭ) приходится учитывать ряд обстоятельств.

Во-первых, по условиям безопасности при отказе двигателя взлетная траектория должна выбираться так, чтобы значения h и V на ней не попадали в опасную зону $h - V$.

Во-вторых, при выборе программы взлета нельзя рекомендовать

длительные режимы полета на малых скоростях с высоким уровнем вибраций, а также режимы полета, на которых указатель скорости не обеспечивает показаний воздушной скорости вертолета.

В-третьих, в РЭЛ нельзя рекомендовать большое число программ взлета в зависимости от исходной высоты висения, а также программы, в которых скорости имеют сложную зависимость от высоты.

Наиболее доступным для летчика является взлет, при котором вначале выполняется горизонтальный разгон, а затем набор высоты. Такой взлет полностью определяют начальная высота висения $h_{вис}$, скорость перевода вертолета в набор высоты в конце разгона V_p и скорость набора высоты V_H (рис. 5.3). Значение V_p обычно на 5 ... 10 км/ч меньше V_H . При правильном выборе $h_{вис}$ и V_H переход от оптимальной программы к упрощенной не вызывает существенного увеличения $L_{взл}$.

Приемлемой также является методика взлета, при которой разгон выполняется с небольшим набором высоты. При этой методике летчик уменьшает угол тангажа на определенную величину относительно ϑ на режиме висения и выполняет разгон с этим углом до скорости набора высоты.

Если значения скорости набора высоты по оптимальной программе взлета попадают в зону режимов полета с повышенным уровнем вибраций вертолета и нагрузок, действующих в несущей системе, или в диапазон малых скоростей (обычно 0 ... 50 км/ч), для которого характерна неустойчивая работа УС, приходится отходить от оптимальной программы взлета (см. рис. 5.3), значительно увеличивая скорость набора высоты V_H , что ведет к существенному росту взлетной дистанции. Такой отход от оптимальных программ взлета может быть особенно существенным, если вертолет выполняет висение на значительной высоте относительно взлетной площадки, так как в этом случае скорости полета по оптимальной программе взлета невелики.

5.2. ОТРАБОТКА ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ И МЕТОДИКИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ И ПОСАДОК ПРИ НОРМАЛЬНОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Начальные высоты висения предварительно выбирают по тяговым характеристикам вертолета и уточняют в процессе освоения техники пилотирования взлетов по-вертолетному.

При оценке минимально-возможной высоты взлеты вначале выполняют с высот висения, равных приблизительно $0,2D$, с полетной массой, при которой висение обеспечивается на режиме работы двигателей несколько ниже взлетного. При этом отрабатывается темп разгона, при котором отсутствует чрезмерная "просадка" вертолета, которая в случае ее появления парируется соответствующим увеличением мощности

двигателя. С учетом "просадки" вертолета при умеренном темпе разгона исходная высота висения понижается до минимально возможной безопасной высоты путем увеличения взлетной массы. Максимальную взлетную массу при этом определяют либо по условию устойчивого висения на $h_{\min}$ при взлетном режиме двигателей, либо по условиям прочности.

Как показывает опыт летных испытаний вертолетов, минимальная высота висения при взлете с максимальной взлетной массой составляет $(0,1 \dots 0,15) D$.

"Просадка" вертолета в начале разгона при постоянной мощности двигателей по мере роста высоты висения увеличивается, что приводит к значительному возрастанию взлетной дистанции. Поэтому при взлетах с зависанием на высотах, на которых влияние воздушной подушки на тягу винта мало, целесообразно обеспечивать некоторый резерв мощности для предотвращения потери высоты вследствие возможной значительной "просадки" вертолета в начале разгона. Такой резерв мощности можно создать путем понижения исходной высоты висения на $(0,05 \dots 0,1) D$.

Следующим важным параметром взлетной траектории, подлежащим выбору при летных испытаниях, является скорость набора высоты V_H . Значение этой скорости, как указывалось выше, находится между $V_{\min \text{г.п}}$ и $V_{\theta \max}$. Взлеты целесообразно выполнять с разгоном до 3 – 4 значений скоростей, выбранных в этом диапазоне. По графику изменения взлетной дистанции от скорости набора высоты определяют значение V_H и соответствующую ей скорость V_P , при которых взлетная дистанция минимальна (рис. 5.4), а по изменению отклонений органов управления и кинематических параметров приводят описание техники пилотирования.

Взлет по-самолетному отличается от взлета по-вертолетному тем, что часть разгона выполняется путем разбега по земле. Траектории взлета по этим двум методам имеют сходные участки: воздушный участок разгона, переходный участок от разгона к набору высоты и участок набора высоты с постоянной скоростью. Методика выбора и отработки этих участков траектории при взлетах по-самолетному может быть принята такой же, как и при взлетах по-вертолетному. Поэтому при рассмотрении взлетов по-самолетному целесообразно остановиться только на рекомендациях по выбору максимально допустимой полетной массы, степени дросселирования двигателей на разбеге и скорости отрыва.

Опыт эксплуатации вертолетов показывает, что максимально допустимая масса при взлетах по-самолетному, если отсутствуют другие ограничения, должна быть такой, чтобы обеспечивалось устойчивое висение вертолета при $N_{\text{евзл}}$ на высоте не менее 0,25 м.

После контрольного зависания вертолет приземляется. Режим работы двигателей уменьшают так, чтобы мощность их составляла 80 – 90 %

от взлетной мощности. Затем умеренным отклонением ручки в продольном направлении вертолет переводят в разбег до скорости, при которой отмечается тенденция отрыва основных колес шасси от поверхности взлетной площадки. При этой скорости увеличением мощности двигателей до взлетной осуществляют отрыв вертолета от земли. Весьма эффективным методом сокращения дистанции разбега является разбег на носовом колесе.

Для отработки техники пилотирования при посадке по-вертолетному необходимо определить горизонтальную и вертикальную скорости планирования при заходе на посадку, высоту начала торможения (выравнивания), темпы торможения вертолета и увеличения мощности двигателей и шага винта перед зависанием (рис. 5.5).

При выборе горизонтальной и вертикальной скоростей на участке планирования необходимо руководствоваться следующими соображениями:

должна обеспечиваться нормальная управляемость вертолета;

Рис. 5.4. Зависимость взлетной дистанции вертолета от скорости набора высоты $h_{\text{взл}} = 25 \text{ м}$

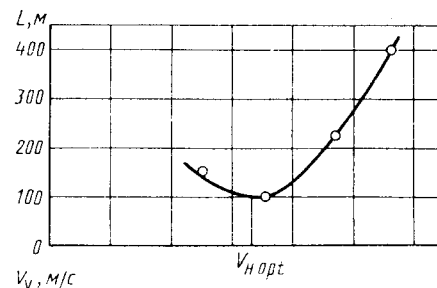
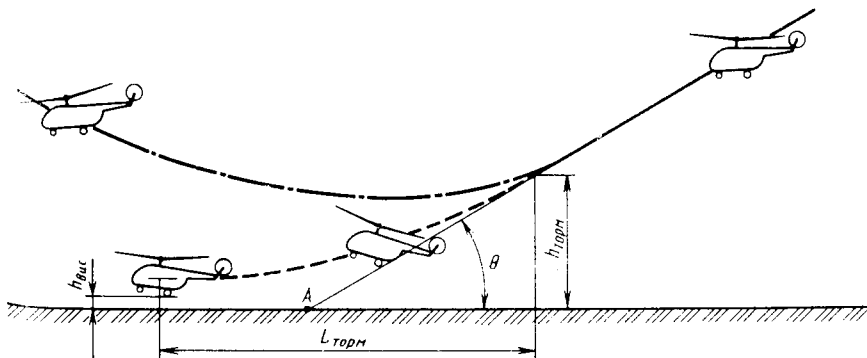
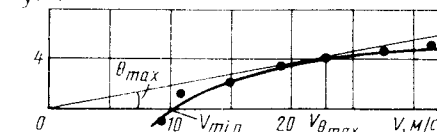


Рис. 5.5. Схема посадки вертолета:

— участок планирования; — — — участок торможения; - · - траектория прерванной посадки



на вертолет не должны действовать повышенные вибрации, что характерно для малых скоростей полета;

режим работы двигателей не должен быть слишком низким для обеспечения быстрого выхода на взлетной режим в случае необходимости ухода на второй круг;

сочетания горизонтальной и вертикальной скоростей полета вертолета должны быть такими, чтобы, с одной стороны, заход на посадку был наиболее простым, а с другой стороны, обеспечивалась безопасная посадка в случае отказа двигателя. Обычно горизонтальная скорость на участке планирования выбирается равной скорости захода на посадку с отказавшим двигателем, а вертикальная скорость снижения не должна превышать приблизительно 5 м/с. Наиболее приемлемые значения $V_{пл}$ и V_y определяются по результатам заходов на посадку с различными значениями скорости и угла планирования.

При выполнении торможения горизонтальная скорость вертолета уменьшается до нуля к моменту зависания.

Торможение выполняется с примерно постоянным ускорением, которое летчик контролирует по изменению угла тангажа относительно его значения на участке планирования. Вертикальная скорость во время торможения также уменьшается до нуля к моменту зависания. Высота начала торможения зависит от высоты зависания, значений скоростей $V_{пл}$ и V_y перед началом выравнивания и темпа торможения и приближенно может быть подсчитана по формуле

$$h_{\text{торм}} = h_{\text{вис}} + 1 \frac{V_{пл} V_y}{2g\delta\alpha_H} \quad (5.17)$$

где $\delta\alpha_H$ — средняя разность между углами атаки винта на участках торможения и планирования, которая может быть принята равной среднему изменению угла тангажа вертолета на этих режимах

$$\delta\alpha_H = \delta\vartheta = \vartheta_{\text{торм}} - \frac{\vartheta_{пл} + \vartheta_{\text{вис}}}{2}$$

При отработке техники пилотирования при торможении перед зависанием необходимо иметь в виду, что при больших ускорениях, т.е. больших углах тангажа на кабрирование, ухудшаются условия обзора посадочной площадки и пространственная ориентировка, требуются более строгие, координированные в соответствии с уменьшением скорости движения рычага общего шага винта и ручки продольного управления перед зависанием, увеличиваются потребные скорости перекладки органов управления. Все это усложняет технику пилотирования вертолета, способствует появлению ошибок, приводящих к забросам частоты вращения винта и возможному возникновению "просадки" вертолета перед зависанием, что является небезопасным, особенно вблизи земли. Поэтому угол тангажа вертолета на кабрирование при торможении обычно не превышает 15° .

При правильном расчете траектории посадки летчик производит планирование в некоторую упреждающую точку (точка А на рис. 5.5), находящуюся перед точкой зависания. Расстояние между упреждающей точкой и точкой приземления должно быть достаточным для выполнения торможения на конечном участке в заданном темпе, дистанция торможения может быть определена приближенно по формуле

$$L_{\text{торм}} = \frac{(V_{пл}/\sqrt{\Delta} - w)^2}{2g\delta\alpha_H} - \frac{h_{\text{вис}} V_y}{V_{пл}/\sqrt{\Delta} - w} + \frac{V_y^2}{2g\delta\alpha_H} \quad (5.18)$$

По мере уменьшения скорости полета при торможении на малых скоростях необходимо увеличивать общий шаг винта и режим двигателя. При этом следует иметь в виду, что особенно значительным это увеличение будет при скоростях полета менее 50 ... 40 км/ч, так как на малых скоростях потребная мощность вертолета резко возрастает. При этом темп увеличения шага винта и мощности двигателей должен быть таким, чтобы, с одной стороны, не допустить возрастания вертикальной скорости снижения, а с другой стороны, исключить провал частоты вращения винта, которая может вызвать резкое снижение вертолета и приземление с большой вертикальной скоростью. Перед зависанием летчик плавной отдачей ручки управления от себя уменьшает угол тангажа вертолета до балансировочного значения на режиме висения.

Методику выбора скорости планирования и высоты начала выравнивания при отработке техники пилотирования при посадке по-самолетному можно принять такой же, как и при посадке по-вертолетному. Основные отличия в этих методах относятся к конечным участкам траектории. При посадке по-самолетному скорость на воздушном участке торможения уменьшают до значения скорости касания $V_{кас}$, которая выбирается несколько большей минимальной скорости горизонтального полета вне зоны воздушной подушки для вертолета с данной полетной массой и может быть принята равной скорости отрыва при взлетах по-самолетному. По мере приближения значения скорости к $V_{кас}$ угол тангажа вертолета уменьшается до посадочного, и одновременно общий шаг винта и мощность двигателей увеличиваются таким образом, чтобы вертикальная скорость снижения не превышала 1 ... 2 м/с. Высота начала выравнивания выбирается такой, чтобы к моменту достижения $V_{кас}$ вертолет находился на высоте 0,1D от земли. Выдерживая заданную скорость касания и посадочный угол тангажа плавным уменьшением общего шага винта и мощности двигателей, не допуская заброса или провала частоты вращения винта, осуществляют приземление вертолета и дальнейшее его торможение с помощью плавного взятия ручки управления на себя и применения тормозов шасси. Уменьшение общего шага винта и перемещение ручки управления на себя при пробеге необходимо выбирать с учетом обеспечения необходимого запаса по сближению лопастей винта с хвостовой балкой или оперением вертолета.

В заключение необходимо отметить, что поскольку взлетные и посадочные дистанции существенно зависят от точности выдерживания заданных траекторий взлета и посадки, то зачетные полеты по количественной оценке этих характеристик необходимо выполнять только после того, как летчик освоит выбранную программу взлета или посадки.

5.3. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НА РЕЖИМЕ АВТОРОТАЦИИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Определение рациональных методов пилотирования при полной потере мощности двигателей, т.е. на режиме авторотации несущего винта имеет важное значение для безопасности полета. Сложность решения этой задачи усугубляется современной тенденцией повышения нагрузки на ометаемую площадь и уменьшения массы несущей системы, что существенно ухудшает посадочные характеристики на режиме авторотации несущих винтов. В итоге увеличиваются горизонтальные скорости приземления вертолетов при такой посадке.

Большинство работ в этой области до последнего времени относилось к числу экспериментальных, так как не были разработаны удовлетворительные математические модели движения вертолета на этих режимах. Летные испытания по выявлению предельных возможностей вертолетов при посадке на режиме авторотации сопряжены с повышенным риском. Поэтому перед летными испытаниями целесообразно проведение исследований рациональных методов посадки на режиме авторотации с использованием математической модели движения вертолета.

Летные испытания и исследования в аэродинамической трубе характеристик несущих винтов вблизи экрана и в области режимов вихревого кольца (при больших углах атаки с малыми воздушными скоростями) позволили построить математическую модель движения вертолета при посадке на режиме авторотации несущего винта.

При разработке математической модели были приняты следующие допущения.

1. Рассматривается только продольное движение вертолета. Это допущение предполагает, что боковое движение не влияет на характеристики посадки и что летчик выдерживает угловые скорости ω_x и ω_y , а также углы крена и скольжения вертолета в безопасных для посадки пределах.

2. Не рассматривается уравнение моментов относительно поперечной оси. При этом предполагается, что характеристики управляемости вертолета позволяют летчику выдерживать при посадке любую программу изменения скорости по высоте.

3. В уравнениях движения не учитывается продольная сила несущего винта, так как на конечном участке предпосадочный маневр выполняется при малых V .

При посадке вертикальная скорость снижения вертолета может быть существенно уменьшена путем резкого увеличения общего шага винта перед приземлением. Поэтому необходимо рассматривать уравнение вращения винта. При указанных допущениях уравнения движения вертолета в земной системе координат (рис. 5.6) в обозначениях Юрьева [36] имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} m \dot{V}_x &= -X_{вп} \cos \theta - T \sin \tau^*; \\ m \dot{V}_y &= -X_{вп} \sin \theta + T \cos \tau^* - mg; \\ \dot{h} &= V_y; \quad \dot{\omega} = -M_K / J_B, \end{aligned} \quad (5.19)$$

где M_K — крутящий момент на валу винта; h — высота полета (расстояние от поверхности земли до центра масс); J_B — момент инерции винта; $\tau^* = \vartheta - \delta_B D_1$:

Рис. 5.6. Схема сил, действующих на вертолет, в обозначениях Юрьева

D_1 — передаточное отношение в цепи управления отклонения δ_B автомата перекоса к повороту установки лопасти винта.

Силу вредного сопротивления находят по известной формуле

$$X_{вп} = \Sigma c_X S \frac{\rho V^2}{2},$$

где $\Sigma c_X S$ — суммарное значение эквивалентной вредной пластинки несущих элементов вертолета.

Для подсчета коэффициента тяги винта c_T воспользуемся зависимостью

$$c_T = a_\infty \sigma \left[\frac{\lambda}{2} + \frac{\varphi_3}{3} \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \right], \quad (5.20)$$

где λ — коэффициент протекания винта на данном режиме.

Значение φ_3 при наличии регулятора взмаха подсчитывают по формуле

$$\varphi_3 = \varphi_K - \bar{k} a_0,$$

где φ_K — конструктивный угол установки лопастей, который может быть принят в качестве управляющего параметра; $a_0 = c_T \gamma / a_\infty \sigma$ — угол конусности лопастей; $\bar{k}$ — коэффициент регулятора взмаха.

Коэффициент аэродинамического крутящего момента несущего винта определяют по выражению

$$m_K = 1,2 \frac{c_{xp} \sigma}{4} (1 + \bar{V}_T^2) + \frac{1}{B} c_T \bar{V}_A, \quad (5.21)$$

$$\text{где } \bar{V}_T = \frac{V \cos \tau}{\omega R} \approx \mu; \quad (5.22)$$

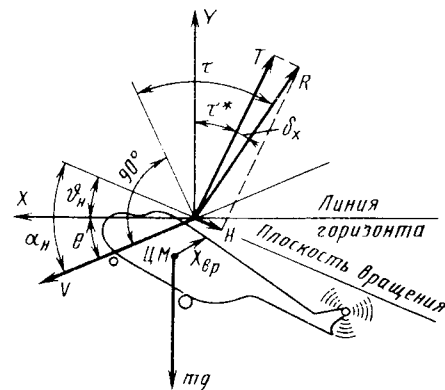
c_{xp} — средний коэффициент профильного сопротивления лопастей винта; τ — угол между полной аэродинамической силой несущего винта и перпендикуляром к скорости полета;

$$\bar{V}_A = - \frac{V \sin \tau}{\omega R} + \frac{V_i}{\omega R} \approx -\lambda. \quad (5.23)$$

Для заданной геометрии лопастей при малых скоростях полета можно написать

$$c_{xp} = f(c_T, M_0).$$

Для нахождения c_{xp} удобно определить зависимости $c_{xp} = f(c_T)$ для ряда



значений $M_0 = \omega R / (20\sqrt{T_H})$, которые изменяются от максимального значения на режиме торможения до номинального значения при подрыве общего шага. Такие зависимости можно определить расчетным путем или по результатам летных испытаний.

При подсчете индуктивной скорости, входящей в уравнения (5.20) и (5.21), необходимо иметь в виду, что для режимов при $\tau < 20^\circ$ удовлетворительные данные могут быть получены по известной формуле Глауэрта-Локка

$$v_i = \frac{1}{4} \frac{c_T \omega R}{\sqrt{\lambda^2 + \mu^2}} \quad (5.24)$$

Если $\tau > 20^\circ$, то формулу можно использовать для определения индуктивной скорости на режимах при $V > 2$. Для режимов с $V < 2$ и $\tau > 20^\circ$ значение v_i необходимо определять по графику (рис. 5.7), построенному на основе экспериментальных данных. На графике

$$\tilde{v}_i = v_i / v_{i\text{вис}}; \quad \tilde{V} = V / v_{i\text{вис}}$$

$$\text{где } v_{i\text{вис}} = \frac{1}{2} \omega R \sqrt{c_T}.$$

Если полет протекает на небольшой высоте $h < D$, то найденные значения v_i необходимо поправить на влияние близости экрана:

$$v_{ih} = v_{i\infty} k_3, \quad (5.25)$$

где v_{ih} , $v_{i\infty}$ — индуктивные скорости вблизи земли и вне зоны воздушной подушки соответственно; k_3 — коэффициент, учитывающий уменьшение индуктивной скорости винта вблизи земли на высоте h при $c_T = \text{const}$.

В общем случае величина k_3 является функцией μ , h_N/D , c_T/σ , α_N . Расчеты по вихревой теории показывают, что при $\alpha_N = \pm 20^\circ$ коэффициент k_3 изменяется незначительно. Влияние трех других параметров μ , h_N/D и c_T/σ на величину k_3 весьма велико и может быть с достаточной точностью определено с использованием экспериментальных зависимостей коэффициента крутящего момента от μ и h_N/D

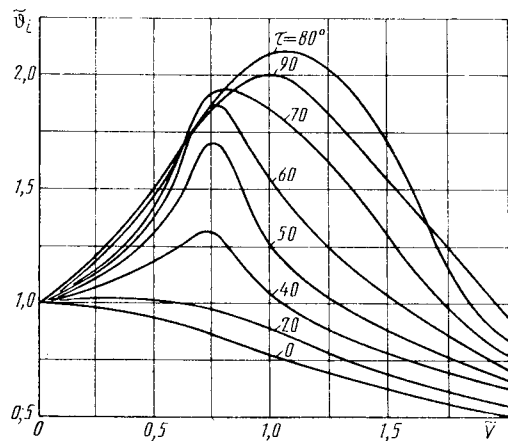


Рис. 5.7. Изменение индуктивной скорости несущего винта вертолета на режимах планирования с малыми скоростями

для заданного значения c_T/σ и относительного изменения тяги винта на режиме висения от h_N/D и c_T/σ . Для одного заданного значения c_T/σ по зависимостям $m_K = f(\mu, h_N/D)$ определяют массив значений k_3 по формуле

$$k_3 = \frac{m_{\text{К.инд}} h}{m_{\text{К.инд} \infty}} \quad (5.26)$$

В этой формуле индекс h означает, что величины $m_{\text{К.инд}}$ определяются вблизи земли на высоте h , а индекс ∞ — вне зоны воздушной подушки. По зависимостям $T/T_\infty = f(h_N/D, c_T/\sigma)$ (см. гл. 7) при $\mu = 0$ определяют коэффициент

$$\bar{k}_{\mu 0} = k_3 \left(\frac{c_T}{\sigma} \right)_{\text{тек}} / k_3 \left(\frac{c_T}{\sigma} \right)_3.$$

Экспериментальные данные показывают, что k_3 с увеличением μ возрастает от некоторого значения на режиме висения до единицы. При этом условии поправочный коэффициент при $0 \leq \mu \leq \mu_1$ будет равен

$$\bar{k}_\mu = \frac{\mu}{\mu_1} + \bar{k}_{\mu 0} \left(1 - \frac{\mu}{\mu_1} \right), \quad (5.27)$$

где μ_1 — значение характеристики режима полета, при которой отсутствует эффект воздушной подушки.

Тогда для любых значений μ , c_T/σ и h_N/D

$$k_{3,\text{тек}} = k_3(c_T/\sigma)_3 \bar{k}_\mu.$$

Изложенная методика позволяет рассчитать траекторию движения вертолета при посадке на режиме авторотации несущего винта. Для этого достаточно задать по времени законы изменения управляющих параметров $\tau^*(t)$ и $\varphi_0(t)$. Интегрирование уравнений движения возможно и при задании любых двух других параметров движения. Результаты расчета с использованием этой математической модели удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

Использование математической модели позволяет выяснить влияние ряда факторов на посадочные характеристики вертолета. Для выполнения безопасной посадки на режиме авторотации необходимо уменьшить вертикальную скорость снижения до некоторого значения, определяемого условиями прочности, затормозить вертолет до минимально возможной горизонтальной скорости в момент касания и придать вертолету посадочное положение.

Математическое моделирование посадок позволяет сделать ряд выводов по методике проведения летных испытаний.

Как известно, вертикальная скорость снижения уменьшается в результате торможения и резкого увеличения общего шага винта перед приземлением. В связи с этим возникают вопросы об оптимальной исходной скорости планирования, темпе торможения, времени и темпе подрыва общего шага.

Моделирование показывает, что вначале в полете на безопасной вы-

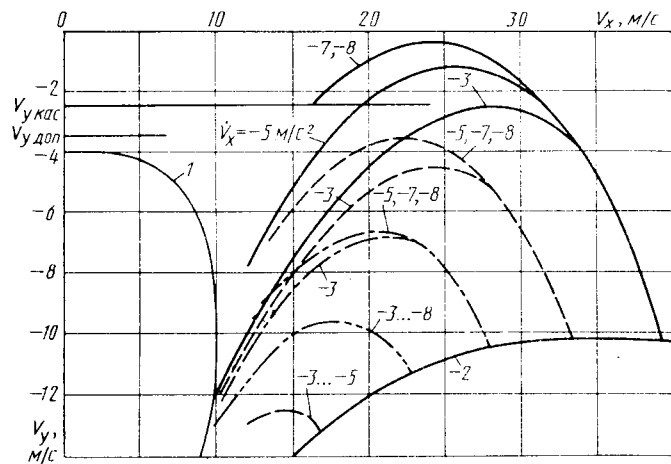


Рис. 5.8. Влияние начальной скорости планирования V_x и ускорения $\dot{V}_x$ на уменьшение вертикальной скорости при торможении на режиме авторотации несущего винта:

1 — зона режимов вихревого кольца; 2 — глиссада $V_y = f(V_x)$

соте целесообразно выполнить режимы торможения на малом газе двигателей с разных исходных скоростей планирования. Изменение вертикальной скорости при торможении позволяет оценить минимальные исходные скорости, при которых вообще возможно выполнение такой посадки (рис. 5.8), так как торможение на малых скоростях неэффективно для уменьшения V_y снижения. Выполнение таких режимов торможения в разном темпе позволяет также решить другой важный вопрос об оптимальном темпе торможения. Как видно из рис. 5.8, увеличение максимального ускорения с -5 м/с^2 до -8 м/с^2 (изменение угла тангажа на кабрирование соответственно на 25 и 40°) на исходных скоростях планирования $90 \dots 150 \text{ км/ч}$ мало влияет на уменьшение V_y снижения. Поэтому, если при такой посадке запас высоты не лимитирован, то нет необходимости выполнять торможение с большими углами тангажа, так как при этом усложняется техника пилотирования.

Выполнение режимов торможения позволяет по данным измерений параметров траекторий с помощью кинотеодолитов оценить также высоту начала предпосадочного маневра.

На рис. 5.9 показано влияние на уменьшение вертикальной скорости снижения времени начала и темпа подрыва общего шага при выполнении одного и того же режима торможения. Видно, что наибольший эффект достигается, когда подрыв общего шага начинается при наименьшей вертикальной скорости снижения. Промедление с подрывом общего ша-

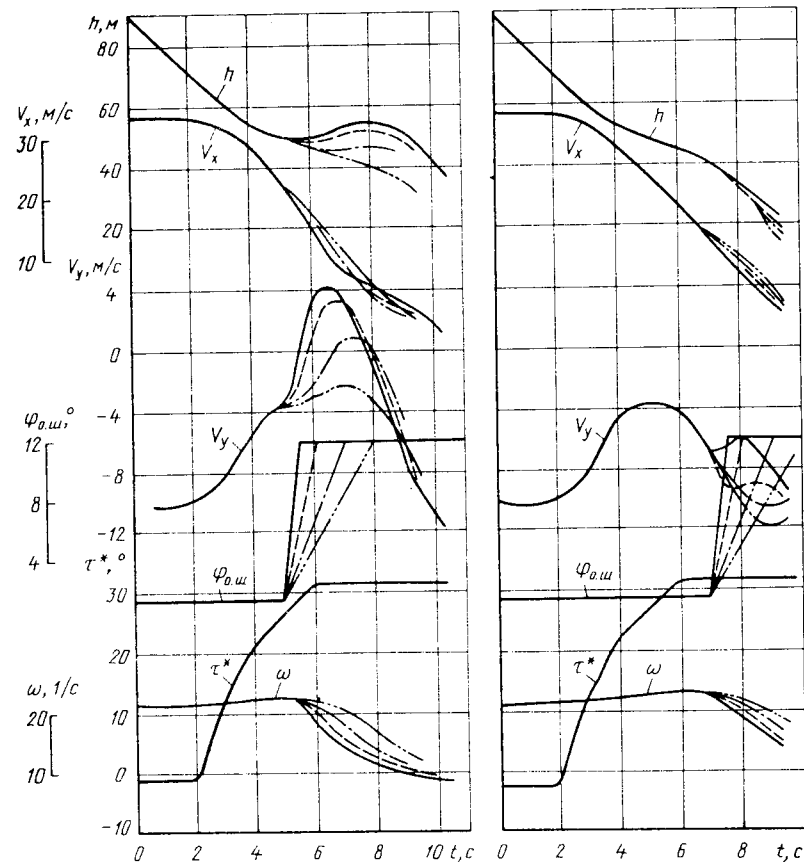


Рис. 5.9. Влияние времени начала и темпа подрыва общего шага несущего винта на уменьшение вертикальной скорости снижения на предпосадочном маневре: а — начало подрыва общего шага на 5-й секунде; б — на 7-й секунде

га приблизительно на 2 с значительно снижает его эффект в уменьшении вертикальной скорости. Это объясняется тем, что запаздывание начала подрыва общего шага приводит к увеличению угла атаки винта почти в 2 раза. Кроме того, существенно уменьшается $\dot{V}$. В результате этого подрыв осуществляется в области режима вихревого кольца с высоким уровнем индуктивных потерь винта (см. рис. 5.7).

Следовательно, посадочные характеристики вертолета на режиме авторотации винта весьма чувствительны к тем значениям скорости полета и вертикальной скорости снижения, при которых производится подрыв общего шага. Из графиков на рис. 5.9 следует также и другой важ-

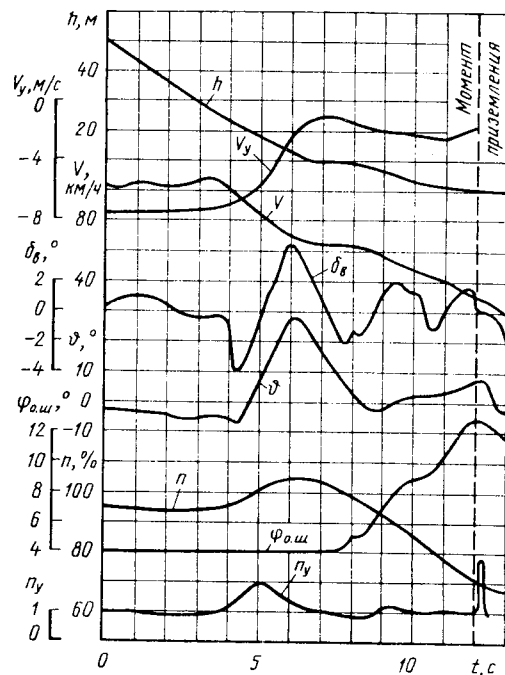


Рис. 5.10. Изменение параметров во времени при посадке на режиме авторотации несущего винта

ный вывод о весьма положительном влиянии увеличения темпа подрыва общего шага на уменьшение V_y снижения.

На зависимости $V_y = f(V_x)$, полученные на режимах торможения (см. рис. 5.8), целесообразно нанести зоны режимов вихревого кольца и допустимую вертикальную скорость приземления. При наличии оценок уменьшения V_y снижения за счет подрыва общего шага можно определить и минимальную исходную скорость планирования, с которой возможна посадка на режиме авторотации.

Летные исследования показали, что весьма эффективным средством уменьшения V_y снижения является некоторое увеличение общего шага винта при появлении его раскрутки при торможении.

После выполнения таких режимов и предварительной оценки основных параметров такой посадки (V_x , $V_{x, \text{п.м}}$) осуществляются посадки с выключением двигателей. Сначала посадки выполняют на таких исходных скоростях планирования, на которых даже при небольших значениях V_x путем подрыва шага возможно приземление с $V_{y, \text{кас}} \leq |c|$, где c — постоянная величина. По мере освоения таких посадок переходят к посадкам с другими скоростями планирования. Особенности техники пилотирования при посадках на режиме авторотации видны из графиков на рис. 5.10. По результатам таких полетов целесообразно построить

график изменения высоты и скорости при посадке на режиме авторотации, на который также наносят информацию о начале выравнивания и подрыва общего шага.

5.4. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ЗОН ОПАСНЫХ СОЧЕТАНИЙ $h - V$ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Если вертикальные скорости снижения вертолета на малых скоростях существенно превышают максимально допустимую вертикальную скорость в момент приземления, то независимо от числа отказавших двигателей при значительном запасе высоты вертолет необходимо вынести на такой режим, при котором высота и скорость полета позволяют произвести безопасную посадку путем выполнения предпосадочного маневра по тангажу и подрыва общего шага.

Предпосадочный маневр при этом имеет много общего с предпосадочным маневром на режиме авторотации. Однако чем меньше дефицит мощности при отказе одного двигателя, тем больше резервы управления и тем меньше потребные темпы торможения и подрыва общего шага. При этом можно высказать ряд общих рекомендаций.

Во-первых, исходные скорости планирования обычно выбирают в диапазоне, ограниченном наивыгоднейшей скоростью набора высоты $V_{\text{наив}}$ и наибольшей скоростью режимов вихревого кольца несущего винта $V_{\text{в.к}}$. При скоростях планирования, больших $V_{\text{наив}}$, заметно усложняется техника выполнения предпосадочного торможения. Выполнить посадку с планирования на скорости, меньшей $V_{\text{в.к}}$, практически не представляется возможным вследствие больших вертикальных скоростей снижения и малой эффективности их гашения с помощью торможения вертолета.

Во-вторых, чем больше вертикальная скорость снижения на планировании, тем больше потребный темп торможения вертолета на предпосадочном маневре, больше скорость и максимальная амплитуда перекачки рычага общего шага винта при его подрыве перед приземлением.

В-третьих, при отработке техники пилотирования посадок целесообразно начинать с наиболее простых режимов и по мере их освоения переходить к более сложным. Этот общий для всех видов летных испытаний методический прием при отработке посадок с отказами силовой установки имеет важное значение, так как ошибки, допущенные при выполнении посадок с дефицитом мощности, могут стать причиной поломок вертолета и более тяжелых последствий.

Среди различных факторов наибольшее влияние на технику пилотирования при посадке с имитацией отказа двигателей оказывает дефицит располагаемой мощности работающих двигателей по сравнению с

мощностью, потребной для висения, а также значения исходной скорости планирования и скорости касания вертолетом поверхности посадочной площадки.

Сначала посадки целесообразно выполнять с малыми полетными массами, разной степенью дросселирования двигателей вплоть до малого газа и с большими значениями скорости планирования. При этом наиболее простыми являются посадки, при которых скорость приземления близка к максимальной скорости касания, определяемой из условий прочности шасси. После изучения особенностей поведения вертолета при посадке с различным дефицитом мощности выполняют посадки с выключением двигателей и последовательным уменьшением скорости планирования и касания до минимально возможных значений, при которых вертикальная скорость снижения и вертикальная перегрузка достигают предельных значений.

На посадках с исходными скоростями планирования, близкими к минимально возможному, техника пилотирования вертолета заметно усложняется, так как вертикальная скорость снижения в начале предпосадочного маневра возрастает, а эффективность ее уменьшения путем торможения — падает. Для того чтобы уменьшить вертикальную скорость снижения до приемлемого значения, требуются большие темпы торможения вертолета и несущего винта при подрыве общего шага. Резервы управления и времени для исправления ошибок сокращаются, что требует от летчика очень точных, координированных движений органами управления. Большое влияние на значения вертикальной скорости приземления и перегрузки оказывает высота начала и окончания подрыва общего шага несущего винта. Наибольший эффект получается при максимально возможном темпе так, чтобы к моменту приземления угол общего шага винта достигал максимального значения.

Для этого предельного случая приближенное значение высоты начала подрыва общего шага может быть подсчитано по формуле

$$H_{\text{подр}} = \frac{V_{\text{ун}} + V_{\text{ук}}}{2} \Delta t_{\text{мин}}, \quad (5.28)$$

где $V_{\text{ун}}$ — вертикальная скорость в начале подрыва общего шага винта; $V_{\text{ук}}$ — вертикальная скорость в момент касания; $\Delta t_{\text{мин}}$ — минимальное время перемещения рычага общего шага от исходного балансирующего значения на режиме планирования до максимально возможного значения.

На рис. 5.11 показано изменение по времени различных параметров при посадке двухдвигательного вертолета с одним двигателем, выключенным на режиме висения.

В результате выполнения посадок с режимов планирования при частичной или полной потере мощности силовой установки определяют

характер движения органами управления в зависимости от высоты и скорости полета и вертикальной скорости снижения, диапазоны исходных скоростей планирования и высоты, при которых возможно выполнение предпосадочного маневра по тангажу и подрыва общего шага винтов для безопасного приземления вертолета, а также замеряют посадочные дистанции и длины пробега, на основании чего оценивают размеры посадочных площадок.

Значения минимальной скорости планирования и высоты начала предпосадочного маневра соответствуют крайней правой точке зоны опасных режимов полета в координатах высота — скорость (см. рис. 1.8) для данного типа отказа силовой установки, определяющего значение потери ее суммарной мощности.

При скоростях полета, меньших минимальной скорости предпосадочного маневра, посадки при потере всей мощности силовой установки выполняют в основном за счет подрыва общего шага несущего винта, а при частичной потере мощности, кроме того, и за счет перевода рабо-

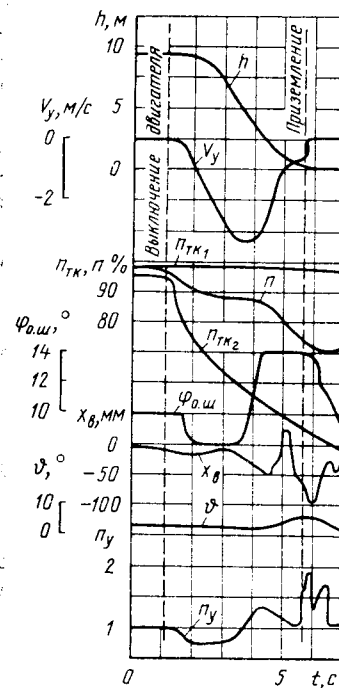


Рис. 5.11. Изменение параметров по времени на посадке двухдвигательного вертолета при имитации отказа одного двигателя на режиме висения

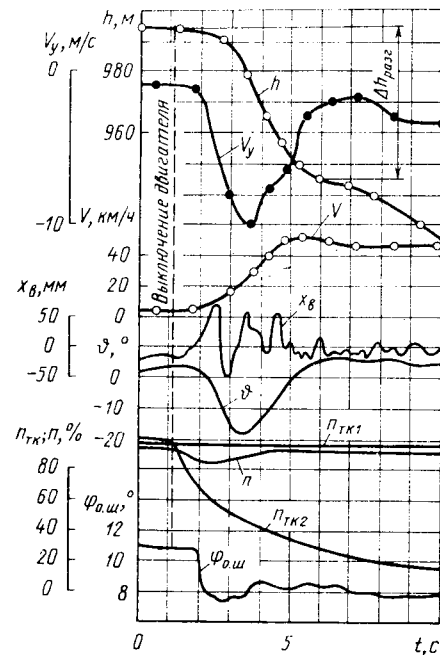


Рис. 5.12. Изменение параметров по времени на разгоне до безопасной скорости при имитации отказа одного двигателя на режиме висения

тающих двигателей на чрезвычайный режим, если такой режим для данного двигателя установлен. Так как при таких посадках вследствие неэффективности торможения для уменьшения вертикальной скорости снижения летчик непосредственно после отказа двигателя устанавливает и выдерживает посадочный угол тангажа, то основная задача заключается в определении такого закона изменения угла общего шага несущего винта по времени, при котором обеспечивается приземление вертолета с максимально возможной высоты с перегрузками, не превышающими допустимых значений.

Наибольшие значения высоты, с которой возможна безопасная посадка при отказе двигателей на скоростях полета в диапазоне от 0 до минимальной скорости предпосадочного маневра, определяют нижнюю границу зоны $h - V$ (см. рис. 1.8).

Верхнюю границу зоны $h - V$ определяют как сумму

$$h_{\text{в}} = h_{\text{п.м}} + \Delta h_{\text{разг}}, \quad (5.29)$$

где $h_{\text{п.м}}$ — высота начала предпосадочного маневра при посадке с отказавшим двигателем на минимальной скорости планирования; $\Delta h_{\text{разг}}$ — потеря высоты, необходимая для разгона от заданной скорости до минимальной скорости планирования $V_{\text{пл min}}$ при посадке с отказавшим двигателем.

Для определения $\Delta h_{\text{разг}}$ на достаточно большой высоте, выбранной с учетом безопасности полета, например 1000 м, на режиме горизонтального полета с заданным значением скорости имитируют отказ двигателя путем быстрого перевода его на малый газ, а затем выполняют разгоны вертолета до $V_{\text{пл min}}$. На таких режимах необходимо обеспечить с достаточной высокой точностью регистрацию изменения по времени высоты в процессе разгона. Для уточнения полученных таким образом значений $\Delta h_{\text{разг}}$ выполняют режимы с быстрым выключением двигателя стоп-краном. Значение $\Delta h_{\text{разг}}$ определяют по графику изменения высоты от момента отказа двигателя до момента перехода вертолета в режим установившегося снижения с $V_{\text{пл min}}$ (рис. 5.12).

Для определения опасных в случае отказа двигателя сочетания высоты и скорости при больших скоростях полета выполняются имитации отказа двигателя на безопасной высоте с торможением вертолета до скорости, на которой обеспечивается посадка с одним отказавшим двигателем, или до скорости, на которой возможно продолжение полета при частичной потере мощности.

Если при отказе одного двигателя вертолет при торможении снижается (одномоторный вертолет), то безопасная высота

$$h_{\text{без}} = h_{\text{п.м}} + \Delta h_{\text{отк}},$$

где $\Delta h_{\text{отк}}$ — потеря высоты от момента отказа двигателя до момента достижения скорости предпосадочного маневра.

Если при торможении вертолет набирает высоту, например, при отказе одного двигателя на двухдвигательном вертолете, то

$$h_{\text{без}} = h_{\text{п.м}} + \Delta h_{\text{отк}} - \Delta h_{\text{торм}},$$

где $\Delta h_{\text{торм}}$ — набор высоты в процессе торможения.

Если вертолет в некотором диапазоне скорости полета после отказа двигателя может совершать горизонтальный полет или набор высоты, производить посадку необязательно. Тогда безопасную высоту определяют по формуле

$$h_{\text{без}} = h_{\text{зап}} + \Delta h_{\text{отк}},$$

где $h_{\text{зап}}$ — минимальная безопасная высота пролета вертолета над поверхностью земли или над препятствием, выбирается обычно равной 10 м (от препятствия до нижней точки вертолета).

При проведении летных испытаний по определению перепадов высот на режимах разгона и торможения необходимо учитывать, что вмешательство летчика в управление в случае отказа двигателей в реальной эксплуатации происходит спустя некоторое время, необходимое для обнаружения отказа. Это время зависит от режима полета, особенностей поведения вертолета и двигателей, средств индикации, тренированности летчика и других факторов. Опыт летных испытаний показывает, что, например, при полете вблизи земли время обнаружения отказа может быть меньше, чем на большой высоте, так как летчик проявляет повышенное внимание к работе силовой установки, изменению режима полета, поведению вертолета и контролю за его положением и перемещением относительно наземных ориентиров.

Поскольку время задержки вмешательства в управление вертолетом в значительной степени влияет на развитие возмущенного движения вертолета, а следовательно, и на безопасность полета, то обоснованию его допустимого значения при летных испытаниях при определении зон опасных режимов полета $h - V$ должно быть уделено особое внимание.

Другим фактором, сильно влияющим на размеры зон $h - V$, является темп разгона на малых скоростях или торможения на больших скоростях для выхода на режим полета, с которого обеспечивается безопасная посадка или продолжение полета при отказе двигателей.

Рациональный темп разгона или торможения после отказа двигателя выбирают с учетом как потери или прироста высоты, так и сложности техники пилотирования при выполнении маневра для выхода на желаемый режим полета. Необходимо также отметить, что зоны опасных режимов полета, полученные по изложенной методике для исходных режимов горизонтального полета, можно распространить также на режимы снижения, так как вертикальные скорости снижения вблизи земли обычно ограничены по условиям безопасности и не превышают 2 ... 3 м/с.

Необходимость уточнения зоны $h - V$ для режимов набора высоты возникает только в тех случаях, когда вертолет на малых скоростях имеет большие вертикальные скорости подъема, что приводит к заметному уменьшению зоны $h - V$. Зоны $h - V$ в таких случаях можно уточнить при определении характеристик продолженного и прерванного взлетов.

5.5. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЕРВАННОГО И ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТОВ

На траектории прерванного взлета в общем случае можно выделить три участка: участок траектории нормального взлета от точки старта до точки, в которой произошел отказ двигателя, переходный участок, на котором необходимо предотвратить нежелательное возмущенное движение вертолета и вывести его в режим полета, наиболее благоприятный для последующей посадки, и участок снижения и приземления.

По мере уменьшения первого участка длина остальных участков, а следовательно, и их продолжительность также сокращаются, и при отказе двигателя на режиме висения над точкой старта прерванный взлет вырождается в посадку с отказавшим двигателем. Если на траектории нормального взлета существуют две критические точки (см. рис. 1.7), то при отказе двигателя выше второй критической точки после переходного участка следует разворот с изменением курса на угол, позволяющий произвести посадку на взлетную площадку.

Вертолеты, к которым предъявляются минимальные требования к набору высоты при отказе двигателя, могут прекратить взлет при отказах двигателей только на участке траектории от старта до критической точки. В случае отказа двигателя выше критической точки переходный участок заканчивается разгоном вертолета до скорости, на которой обеспечивается продолжение взлета. Такое расчленение траекторий прерванного и продолженного взлета упрощает методику проведения летных испытаний и повышает их безопасность, так как позволяет раздельно отрабатывать технику пилотирования на этих участках, а затем в ограниченном объеме выполнять прерванный и продолженный взлеты в целом вблизи земли. Технику пилотирования на переходных участках можно отрабатывать не вблизи земли, а на достаточно большой высоте, выбранной с учетом безопасности проведения такого рода испытаний. Необходимо отметить, что характеристики прерванного и продолженного взлетов целесообразно определять после взлетных характеристик нормально работающей силовой установки и посадочных характеристик при отказе двигателей. Такой порядок в определении характеристик позволяет существенно сократить объем летных испытаний, так как в этом случае после отработки техники пилотирования и нахождения коли-

чественных данных на переходных участках можно приступить непосредственно к выполнению прерванного и продолженного взлетов.

Вертолеты высшей категории. Для вертолетов этой категории необходимо предварительно выбрать полетную массу и значение скорости $V_{без}$. Полетную массу выбирают такой, чтобы при одном отказавшем двигателе вертикальная скороподъемность вертолета при $V_{наив}$ была не меньше заданной. По нормативам это значение V_y принято равным 0,75 м/с. Для заданной полетной массы значение скорости $V_{без}$ определяют из условия $V_y = 0,5$ м/с. Поэтому обычно $V_{без}$ несколько меньше $V_{наив}$. Разгон вертолета до больших скоростей при продолженном взлете производить нецелесообразно, так как это приводит к существенному увеличению дистанций. При изменении условий полета значение полетной массы, соответствующей заданной минимальной скороподъемности вертолета на скорости $V_{без}$ будет также изменяться. Поэтому для составления инструкции по эксплуатации по материалам летных испытаний и аэродинамического расчета должна быть построена номограмма, по которой в зависимости от температуры воздуха и высоты расположения взлетной площадки над уровнем моря можно определить полетную массу вертолета, позволяющую продолжать взлет в случае отказа одного двигателя.

После выбора массы вертолета и скорости $V_{без}$ выполняют полеты для определения на траектории нормального взлета значений высоты и скорости взлета в критической точке. Для этого на высоте, выбранной с учетом безопасности полета, имитируют отказ двигателя на режимах, близких к режимам набора высоты при нормальном взлете.

Если исходная скорость полета меньше скорости $V_{без}$, то после имитации отказа двигателя одновременно с действиями, направленными на восстановление частоты вращения винта и парирование нежелательного возмущенного движения, производится разгон вертолета до скорости $V_{без}$ с переходом в набор высоты. На таких режимах отрабатывается оптимальный темп разгона, при котором "просадка" по высоте и расстояние, проходимое вертолетом от момента вмешательства летчика в управление после имитации отказа двигателя до выхода в установившийся режим набора высоты с $V_{без}$, будут минимальными. При этом оптимальный темп разгона, определяемый в значительной мере увеличением угла тангажа на пикирование, возрастает по мере увеличения разницы между скоростью $V_{без}$ и исходной скоростью, на которой имитируется отказ двигателя. По результатам измерений, выполненных в полете, строят графики изменения во времени параметров, характеризующих движение вертолета, действия летчика и режим работы двигателей, по которым уточняется техника пилотирования вертолета и предварительно назначается высота критической точки. В зависимости от разницы между скоростями $V_{без}$ и $V_{отк}$, темпа разгона и значения вертикальной скорости вертолета на исходном режиме возможны два варианта

изменения высоты полета после имитации отказа двигателя. Если на траектории имеется участок, на котором $V_y \leq 0$, то высота критической точки определяется как разность

$$h_{кр} \geq h_{зап} - \Delta h_p,$$

где Δh_p — разность между высотой имитации отказа двигателя и минимальной высотой "просадки" вертолета на переходном участке.

Если же на всей траектории вплоть до перехода в установившийся набор высоты $V_y \geq 0$, то $h_{кр}$ определяется по траектории нормального взлета в точке, в которой скорость полета вертолета равна скорости, при которой имитировался отказ двигателя.

После предварительного определения высоты и скорости в критической точке и отработки техники пилотирования на переходном участке выполняются продолженные взлеты. По результатам этих полетов уточняют значения $h_{кр}$ и $V_{без}$, определяют дистанцию продолженного взлета.

При отказе двигателя ниже критической точки вертолеты высшей категории производят посадку на взлетную площадку, необходимое состояние поверхности и размеры которой в значительной мере определяются посадочной скоростью и дистанцией прерванного взлета. Поскольку скорость в критической точке обычно такова, что вертолет с одним отказавшим двигателем имеет небольшую вертикальную скорость снижения, то при прекращении взлета в случае отказа двигателя в критической точке для сокращения дистанции прерванного взлета необходимо вначале перевести работающие двигатели на пониженный режим, а затем перед приземлением снова увеличить мощность двигателей до максимальной. Оработку техники пилотирования на переходном участке целесообразно проводить на безопасной высоте так же, как и при продолженном взлете. После имитации отказа двигателя на исходном режиме, близком к режиму в критической точке при нормальном взлете, летчик с некоторой задержкой по времени соответствующими движениями рычагов управления, предотвращая резкое уменьшение частоты вращения винта, переводит вертолет на наиболее благоприятный для выполнения предпосадочного маневра режим снижения. По графикам изменения по времени различных параметров уточняют рекомендации по технике пилотирования, определяют время задержки вмешательства в управление общим шагом винта и оценивают изменение высоты на переходном участке с момента имитации отказа двигателя до момента вывода вертолета в режим полета, соответствующий началу предпосадочного маневра. По этому изменению высоты определяют достаточность высоты в критической точке для выполнения предпосадочного маневра при прерванном взлете.

После отработки техники пилотирования на переходном участке

выполняют прерванные взлеты с имитацией отказа и выключением двигателя на траектории нормального взлета в критической точке и ниже ее. По результатам измерений, выполненных в таких полетах, определяют наибольшую дистанцию прерванного взлета, уточняют технику пилотирования и определяют некоторые характеристики в момент приземления: горизонтальную скорость, угол тангажа, составляющие перегрузки, характеризующие безопасность выполнения таких режимов.

Вертолеты первой категории. Для вертолетов первой категории в результате испытательных полетов должны быть получены материалы, позволяющие задать высоту и скорость полета в первой и второй критических точках, выработать рекомендации по технике пилотирования при выполнении прерванных взлетов в случае отказа двигателя в любой точке траектории нормального взлета и определить наибольшую дистанцию и количественные данные, характеризующие безопасность прекращения взлета.

Перед выполнением непосредственно прерванных взлетов вблизи земли целесообразно отработать технику пилотирования на переходных участках. Перед проведением полетов, как и для вертолетов высшей категории, по характеристикам скороподъемности необходимо уточнить полетную массу вертолета, при которой обеспечивается горизонтальный полет с одним неработающим двигателем в пределах эксплуатационных ограничений. Для предварительного определения высоты и скорости в первой критической точке и отработки техники пилотирования на переходном участке выполняют имитации отказа двигателя на исходных режимах установившегося набора высоты, которые по скорости полета соответствуют режимам набора высоты после разгона при нормальном взлете. Поскольку при отказе двигателя между первой и второй критическими точками вертолеты первой категории должны выполнять безопасную посадку на неподготовленную площадку, то после имитации отказа двигателя на исходном режиме набора высоты летчик выводит вертолет в режим полета, соответствующий началу предпосадочного маневра, для выполнения посадки. При этом предполагается, что до проведения этих испытаний определены характеристики такой посадки. Здесь уместно отметить, что вертолеты первой категории, так же как и вертолеты высшей категории с одним неработающим двигателем на скоростях набора высоты при нормальном взлете, имеют сравнительно небольшие вертикальные скорости снижения, что может приводить к возрастанию дистанции прерванного взлета. Поэтому после имитации отказа двигателя и парирования возмущенного движения вертолета иногда целесообразно перевести вертолет на режим снижения с заданной вертикальной скоростью путем уменьшения мощности работающих двигателей. По результатам измерений параметров при выполнении таких режимов определяют изменение высоты Δh от момента имитации отказа двигателя до вывода вертолета на желаемый режим

полета, соответствие которого режиму начала предпосадочного маневра определяется в основном по значениям горизонтальной и вертикальной скоростей и углу тангажа вертолета на сравниваемых режимах. Тогда высоту в первой критической точке с учетом знака Δh_p определяют как разность

$$h_{кр1} = h_{п.м} - \Delta h_p,$$

а $V_{кр1}$ будет равна скорости на исходном режиме.

После отработки техники пилотирования на переходных участках и определения значений $h_{кр1}$ и $V_{кр1}$ выполняют прерванные взлеты с имитацией отказа двигателя на траектории нормального взлета в критической точке и ниже ее.

В результате, так же как и при определении аналогичных характеристик вертолетов высшей категории, могут быть получены характеристики прерванных взлетов и уточнена техника пилотирования при их выполнении.

Вторая критическая точка на траектории взлета вертолета первой категории характеризуется такими значениями высоты и скорости, при которых обеспечивается разворот с возвращением и посадкой вертолета на исходную площадку взлета. При горизонтальном полете вертолета на наивыгоднейшей скорости такой разворот будет происходить по нисходящей спирали с потерей высоты. В зависимости от требований, предъявляемых к взлетно-посадочной площадке, возврат и посадка вертолета возможны при различных параметрах нисходящей спирали и разных углах разворота по курсу.

Рассмотрим наиболее критичный случай, когда разворот осуществляется на 360° . При таком развороте посадка производится либо по направлению взлета, либо против него. Минимальная высота критической точки в этом случае будет равна

$$h_{кр2} = h_{п.м} + \Delta h_p,$$

где Δh_p — потеря высоты при развороте вертолета на 360° после отказа одного двигателя на режиме набора высоты при нормальном взлете.

Значение Δh_p может быть определено путем выполнения нисходящих спиралей после имитации отказа двигателя на режиме набора высоты при нормальном взлете. Такие режимы выполняют на достаточно большой высоте, выбранной с учетом безопасности полета.

Если вертолет первой категории после отказа двигателя вблизи второй критической точки имеет положительную скороподъемность, то назначать высоту в этой точке может оказаться целесообразным не из условия разворота на 360° , а из условия пролета препятствий с заданным безопасным запасом высоты (10 м).

Вертолеты второй категории. Так же как и для вертолетов первой

категории, на вертолете второй категории целесообразно на безопасной высоте отрабатывать технику пилотирования и определять высоту и скорость в критической точке на траектории нормального взлета, из которой обеспечивается безопасная вынужденная посадка на неподготовленную площадку. Методики нахождения этих характеристик для вертолетов обеих категорий аналогичны. Однако при этом необходимо учитывать, что в зависимости от числа двигателей вертолеты второй категории будут иметь существенно большие вертикальные скорости снижения и темп падения частоты вращения винта.

Если вертолет имеет один двигатель, то после его отказа происходит резкое падение частоты вращения винта и, как правило, значительная перебалансировка вертолета. Вертикальная скорость снижения на режиме авторотации винта достигает больших значений. Поэтому располагаемое время невмешательства в управление, особенно для уменьшения общего шага, значительно сокращается. Все это требует от летчика более четких и координированных действий рычагами управления по предотвращению нежелательного развития возмущенного движения вертолета.

При испытательных полетах целесообразно сначала выполнять режимы без выключения двигателя, имитируя его отказ быстрым переводом на пониженный режим работы, а после освоения особенностей пилотирования вертолета со значительным уменьшением мощности двигателя переходить к выполнению режимов с полным прекращением подачи мощности на несущий винт.

Необходимость уменьшения мощности работающих двигателей на многодвигательном вертолете для перевода его на снижение при отработке переходных участков зависит от изменения вертикальной скорости снижения после имитации отказа двигателя. При малых избытках мощности достаточно уменьшить только шаг винта для восстановления частоты его вращения. Высота в критической точке для вертолетов этой категории при наличии потери высоты на переходном участке определяется, так же как и для вертолетов первой категории. Прерванные взлеты вблизи земли выполняют с учетом особенностей техники пилотирования на переходных участках и методики посадки с одним отказавшим двигателем с различных исходных режимов полета.

5.6. МЕТОДИКА ПРИВЕДЕНИЯ ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ ПОЛЕТА

Скорость ветра, температура и давление воздуха, частота вращения винта, полетная масса и другие параметры, совокупность которых определяет условия полета, оказывают существенное влияние на взлетные характеристики вертолета.

Взлетные характеристики, которые следует приводить к заданным

полета, соответствие которого режиму начала предпосадочного маневра определяется в основном по значениям горизонтальной и вертикальной скоростей и углу тангажа вертолета на сравниваемых режимах. Тогда высоту в первой критической точке с учетом знака Δh_p определяют как разность

$$h_{кр1} = h_{п.м} - \Delta h_p,$$

а $V_{кр1}$ будет равна скорости на исходном режиме.

После отработки техники пилотирования на переходных участках и определения значений $h_{кр1}$ и $V_{кр1}$ выполняют прерванные взлеты с имитацией отказа двигателя на траектории нормального взлета в критической точке и ниже ее.

В результате, так же как и при определении аналогичных характеристик вертолетов высшей категории, могут быть получены характеристики прерванных взлетов и уточнена техника пилотирования при их выполнении.

Вторая критическая точка на траектории взлета вертолета первой категории характеризуется такими значениями высоты и скорости, при которых обеспечивается разворот с возвращением и посадкой вертолета на исходную площадку взлета. При горизонтальном полете вертолета на наивыгоднейшей скорости такой разворот будет происходить по нисходящей спирали с потерей высоты. В зависимости от требований, предъявляемых к взлетно-посадочной площадке, возврат и посадка вертолета возможны при различных параметрах нисходящей спирали и разных углах разворота по курсу.

Рассмотрим наиболее критичный случай, когда разворот осуществляется на 360° . При таком развороте посадка производится либо по направлению взлета, либо против него. Минимальная высота критической точки в этом случае будет равна

$$h_{кр2} = h_{п.м} + \Delta h_p,$$

где Δh_p — потеря высоты при развороте вертолета на 360° после отказа одного двигателя на режиме набора высоты при нормальном взлете.

Значение Δh_p может быть определено путем выполнения нисходящих спиралей после имитации отказа двигателя на режиме набора высоты при нормальном взлете. Такие режимы выполняют на достаточно большой высоте, выбранной с учетом безопасности полета.

Если вертолет первой категории после отказа двигателя вблизи второй критической точки имеет положительную скороподъемность, то назначать высоту в этой точке может оказаться целесообразным не из условия разворота на 360° , а из условия пролета препятствий с заданным безопасным запасом высоты (10 м).

Вертолеты второй категории. Так же как и для вертолетов первой

категории, на вертолете второй категории целесообразно на безопасной высоте отрабатывать технику пилотирования и определять высоту и скорость в критической точке на траектории нормального взлета, из которой обеспечивается безопасная вынужденная посадка на неподготовленную площадку. Методики нахождения этих характеристик для вертолетов обеих категорий аналогичны. Однако при этом необходимо учитывать, что в зависимости от числа двигателей вертолеты второй категории будут иметь существенно большие вертикальные скорости снижения и темп падения частоты вращения винта.

Если вертолет имеет один двигатель, то после его отказа происходит резкое падение частоты вращения винта и, как правило, значительная небалансировка вертолета. Вертикальная скорость снижения на режиме авторотации винта достигает больших значений. Поэтому располагаемое время невмешательства в управление, особенно для уменьшения общего шага, значительно сокращается. Все это требует от летчика более четких и координированных действий рычагами управления по предотвращению нежелательного развития возмущенного движения вертолета.

При испытательных полетах целесообразно сначала выполнять режимы без выключения двигателя, имитируя его отказ быстрым переводом на пониженный режим работы, а после освоения особенностей пилотирования вертолета со значительным уменьшением мощности двигателя переходить к выполнению режимов с полным прекращением подачи мощности на несущий винт.

Необходимость уменьшения мощности работающих двигателей на многодвигательном вертолете для перевода его на снижение при отработке переходных участков зависит от изменения вертикальной скорости снижения после имитации отказа двигателя. При малых избытках мощности достаточно уменьшить только шаг винта для восстановления частоты его вращения. Высота в критической точке для вертолетов этой категории при наличии потери высоты на переходном участке определяется, так же как и для вертолетов первой категории. Прерванные взлеты вблизи земли выполняют с учетом особенностей техники пилотирования на переходных участках и методики посадки с одним отказавшим двигателем с различных исходных режимов полета.

5.6. МЕТОДИКА ПРИВЕДЕНИЯ ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ ПОЛЕТА

Скорость ветра, температура и давление воздуха, частота вращения винта, полетная масса и другие параметры, совокупность которых определяет условия полета, оказывают существенное влияние на взлетные характеристики вертолета.

Взлетные характеристики, которые следует приводить к заданным

Летные испытания показывают, что удовлетворительные результаты при подсчете величин $\Delta N_{\text{ср}}$ получаются в случае, если L_p и V на разгоне измерены при ветре, скорость которого не более 5 м/с.

Определение величины $\Delta N_{\text{ср.з}}$. На рис. 5.13 показано изменение потребной $N_{\text{пот}}$ и располагаемой N_e мощностей в фактических и заданных условиях полета.

Средний избыток мощности, необходимый для разгона от висения до V_p , в фактических условиях определяется зависимостью

$$\Delta N_{\text{ср.ф}} = \frac{\int_0^{V_p} (N_{e\text{ф}} - N_{\text{потр.ф}}) dV}{V_p}. \quad (5.34)$$

При переходе к заданным условиям средний избыток мощности изменится на некоторую величину за счет изменения потребной и располагаемой мощностей

$$\delta N = \delta N_p + \delta N_{\text{потр.}}$$

Можно принять, что изменение мощности двигателя не зависит от скорости полета, так как $\delta N_p = \text{const}$. Потребная мощность монотонно убывает в зависимости от скорости, и поэтому

$$\delta N_{\text{потр}} = \frac{\delta N_{\text{вис}} + \delta N_{V_p}}{2}.$$

Для заданных условий получим

$$\Delta N_{\text{ср.з}} = \Delta N_{\text{ср.ф}} + \delta N = \Delta N_{\text{ср.ф}} + \delta N_e + \frac{\delta N_{\text{вис}} + \delta N_{V_p}}{2}. \quad (5.35)$$

Анализ показывает, что для приведения $L_{\text{взл}}$ можно принять

$$\delta N_{\text{вис}} \approx \delta N_{V_p} \text{ и тогда}$$

$$\Delta N_{\text{ср.з}} = \Delta N_{\text{ср.ф}} + \delta N_e + \delta N_{V_p}.$$

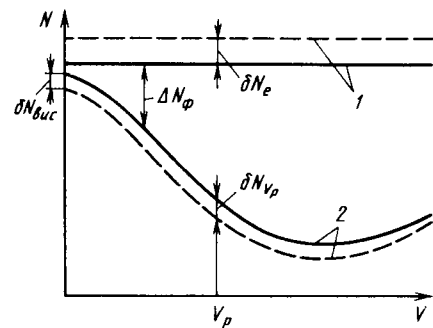


Рис. 5.13. Изменение располагаемой (1) и потребной (2) мощностей вертолета при переходе от фактических (—) к заданным (---) условиям

Общее изменение избытка мощности $\delta N \approx \delta N_e + \delta N_{V_p}$ связано с изменением скороподъемности вертолета зависимостью

$$\delta N = \delta V_y mg.$$

Следовательно, средний избыток мощности в заданных условиях можно представить в виде

$$\Delta N_{\text{ср.з}} = \Delta N_{\text{ср.ф}} + \delta V_y mg, \quad (5.36)$$

где δV_y — поправка к вертикальной скорости вертолета при переходе от фактических условий к заданным, подсчитываемая по методике, изложенной в гл. 4.

С учетом зависимости (5.36) уравнение (5.31) можно записать так:

$$L_{p.з} = L_{p.ф} \frac{m_z}{m_{\text{ф}}} \frac{1}{1 + \frac{\delta V_y mg}{\Delta N_{\text{ср.ф}}}} \left(\frac{V_{i3}}{V_{i\text{ф}}} \right)^3 \left(\frac{\Delta \Phi}{\Delta_3} \right)^{3/2}. \quad (5.37)$$

Здесь уместно заметить, что если при переходе к заданным условиям вследствие уменьшения избытка мощности будет соблюдаться равенство $\Delta N_{\text{ср.ф}} = -\delta V_y mg$, то дистанция разгона принимает бесконечно большое значение. Это показывает, что взлет вертолета в конкретных условиях с данной массой невозможен. Для исключения подобных случаев перед пересчетом взлетной дистанции к заданным условиям целесообразно на основе тяговых характеристик вертолета убедиться, что в этих условиях возможно висение хотя бы на минимальной исходной высоте. Если это требование не выполняется, то необходимо уменьшить взлетную массу вертолета до нужного значения.

Выше изложена методика приведения к заданным условиям взлетной дистанции вертолета, измеренной в штилевых условиях. Если испытания проводились при ветре, то предварительно данные фактических измерений необходимо привести по скорости ветра. Ниже изложена методика приведения взлетной дистанции по скорости встречного ветра.

Изменение взлетной дистанции при наличии ветра на участке разгона можно представить в следующем виде:

$$\delta L_p = \delta L_W + W(t_p - t_0), \quad (5.38)$$

где δL_W — путь, который прошел бы вертолет в штилевых условиях при разгоне с режима висения до скорости полета, равной скорости ветра W ; t_p — время окончания разгона; t_0 — время начала взлета.

Проводя выкладки и преобразования для величины ΔL_W , можно получить следующую формулу:

$$\delta L_W = \frac{1}{3} \frac{m W^3}{\Delta N_{\text{ср}}} \quad (5.39)$$

Тогда формула (5.38) примет окончательный вид

$$\delta L_p = \frac{1}{3} \frac{m W^3}{\Delta N_{\text{ср}}} + W(t_p - t_0). \quad (5.40)$$

Методика определения величины $\Delta N_{\text{ср}}$, входящей в эту формулу, подробно изложена выше.

Особое внимание необходимо обращать на фиксирование времени начала разгона t_0 , которое обычно определяется по отметке на ленте самописца, производимой летчиком в момент начала разгона с помощью специальной кнопки. Летные испытания показывают, что после подачи команды по радио или после нажатия кнопки отметки начала взлета летчик может некоторое время продолжать выполнять режим висения или заметно растянуть начальный участок разгона. Погрешность в определении t_0 приводит к погрешности в определении поправки δL_p .

Формула для подсчета поправки к взлетной дистанции на участке набора высоты будет иметь вид

$$\delta L_H = W(t_{\text{взл}} - t_p), \quad (5.41)$$

где $t_{\text{взл}}$ — время достижения вертолетом заданной высоты в конце взлетной дистанции.

В тех случаях, когда взлетная дистанция приводится только по скорости ветра, нет необходимости отдельно подсчитывать поправки на участках разгона и набора высоты. Суммарная поправка к взлетной дистанции по скорости ветра будет равна

$$\delta L = \delta L_p + \delta L_H = \frac{1}{3} \frac{m W^3}{\Delta N_{\text{ср}}} + W(t_{\text{взл}} - t_0). \quad (5.42)$$

Выше указывалось, что взлетную траекторию вертолета при взлете с разбегом условно можно разделить на три участка: разбег до некоторого значения воздушной скорости; разгон вертолета до скорости набора высоты; набор высоты.

Разбег выполняется при тяге винта, на 10 ... 20 % меньшей силы тяжести вертолета. Таким образом, на разбеге в любых условиях имеется избыток мощности, и летчик всегда может приблизительно выдержать требуемое соотношение между тягой винта и силой тяжести вертолета. Следовательно, разбег в любых условиях можно выполнять при одинаковом ускорении, т.е. можно принять $\dot{V} = \text{const}$. При этом формула

общей поправки к взлетной дистанции по скорости ветра, направление которого совпадает с направлением взлета, будет иметь вид

$$\delta L_W = \frac{1}{2} \frac{W^2}{\dot{V}_{\text{ср}}} + W t_{\text{взл}}, \quad (5.43)$$

где $t_{\text{взл}} = t_{\text{разб}} + t_p + t_H$ — суммарное время взлета от старта до момента достижения $h_{\text{взл}}$; $t_{\text{разб}}$ — время разбега вертолета; t_p — время разгона вблизи земли; t_H — время набора заданной высоты $h_{\text{взл}}$; $\dot{V}_{\text{ср}}$ — среднее ускорение вертолета на разбеге.

Выше было показано, что формулы пересчета дистанции на измененные условия полета для разных участков взлетной траектории различны. Поскольку в эти формулы входят отрезки взлетной дистанции в фактических условиях без ветра, то целесообразно пользоваться формулами поправок к каждому участку взлетной траектории. Из зависимости (5.43) можно получить следующие выражения поправок:

для отрезка $L_{\text{взл}}$ на разбеге

$$\delta L_{\text{разб}} = \frac{1}{2} \frac{W^2}{\dot{V}_{\text{ср}}} + W t_{\text{разб}}; \quad (5.44)$$

для отрезка $L_{\text{взл}}$ на воздушном участке разгона

$$\delta L_p = W t_p; \quad (5.45)$$

для отрезка $L_{\text{взл}}$ на участке набора высоты

$$\delta L_H = W t_H. \quad (5.46)$$

Длину каждого участка в штилевых условиях подсчитывают по формуле

$$L_{W=0} = L_W + \delta L.$$

Среднее значение ускорения вертолета на разбеге, входящее в формулу (5.44), целесообразно определять следующим образом:

$$\dot{V}_{\text{ср}} = \frac{2L_{\text{разб}}}{t_{\text{разб}}^2}, \quad (5.47)$$

где $L_{\text{разб}}$ и $t_{\text{разб}}$ с достаточной точностью можно определить по записи на ленте самописца, на которой фиксируются время и обороты колеса шасси вертолета. Момент начала разбега соответствует появлению им-

пульсов, свидетельствующих о качании колеса по взлетной площадке, а момент конца разбега — установке штока шасси на упор. При этом

$$L_{\text{разб}} = l_k n_k,$$

где l_k — путь, проходимый вертолетом при одном обороте колеса шасси; n_k — число оборотов колеса на разбеге.

Поскольку взлет вертолета производится при практически разгруженном шасси, то за величину l_k можно принимать длину внешней окружности колеса.

Как указывалось выше, разбег независимо от условий может производиться при практически постоянных ускорении и давлении колес шасси на грунт. Дистанция разбега при изменении атмосферных параметров меняется незначительно, поэтому приводить этот участок взлетной траектории нет необходимости.

Для пересчета участка взлетной дистанции на разгоне вертолета после отрыва от земли на измененные условия можно использовать методику, изложенную выше. При этом формула (5.31) при изменении индикаторной скорости от $V_{\text{отр}}$ в момент отрыва до индикаторной скорости набора высоты $V_{\text{ин}}$ для воздушного участка разгона вертолета будет иметь вид

$$L_{\text{р.з}} = L_{\text{р.ф}} \frac{m_z}{m_{\text{ф}}} \frac{\Delta N_{\text{ср.ф}}}{\Delta N_{\text{ср.з}}} \frac{(V_{\text{ин.з}}^3 - V_{\text{отр.з}}^3)}{(V_{\text{ин.ф}}^3 - V_{\text{отр.ф}}^3)} \left(\frac{\Delta \phi}{\Delta_3} \right)^{3/2}. \quad (5.48)$$

Методика определения $\Delta N_{\text{ср.ф}}$ и $\Delta N_{\text{ср.з}}$, входящих в эту формулу, изложена выше. Отрезок взлетной дистанции на участке набора высоты приводится к заданным условиям так же, как и в случае взлета без разбега.

5.7. ПРИВЕДЕНИЕ ПОСАДОЧНЫХ ДИСТАНЦИЙ К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ

Методика приведения посадочных дистанций существенно проще методики приведения взлетных дистанций, потому что на большей части посадочных режимов имеются избытки мощности и нет необходимости находить изменение потребной и располагаемой мощностей вертолета при переходе от одних условий полета к другим. Формулу для приведения участка дистанции на планировании можно получить аналогично тому, как это было сделано для приведения дистанции при наборе высоты на взлете:

$$L_{\text{пл.з}} = L_{\text{пл.ф}} \frac{h_{\text{пл.з}} - h_{\text{т.з}}}{h_{\text{пл.ф}} - h_{\text{т.ф}}} \frac{V_{\text{уф}}}{V_{\text{уз}}} \frac{(V_{\text{из}}/\sqrt{\Delta_3} \pm W_3)}{(V_{\text{иф}}/\sqrt{\Delta_{\text{ф}}} \pm W_{\text{ф}})};$$

где $h_{\text{т.з}}$ и $h_{\text{т.ф}}$ — заданная и фактическая высоты начала торможения.

Принципиальная разница между этой формулой и формулой (5.30) заключается в том, что в рассматриваемом случае $V_{\text{уз}}$ находится не приведением $V_{\text{у}}$ по различным параметрам, а путем задания некоторого значения, принятого для планирования.

Дистанцию торможения необходимо приводить с учетом изменения ускорений, выдерживаемых летчиком на этом участке. Формула для подсчета дистанции торможения в заданных условиях имеет вид

$$L_{\text{т.з}} = L_{\text{т.ф}} \frac{(V_{\text{из}}/\sqrt{\Delta_3} \pm W_3)}{(V_{\text{иф}}/\sqrt{\Delta_{\text{ф}}} \pm W_{\text{ф}})} \frac{\delta \alpha_{\text{н.ф}}}{\delta \alpha_{\text{н.з}}}.$$

6. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

6.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ВЕРТОЛЕТА

Зависимости платной нагрузки и производительности от дальности полета вертолета являются исходными характеристиками его абсолютных транспортных возможностей. С этими характеристиками связаны основные показатели функциональной эффективности — топливная эффективность и приведенная производительность.

Если принять, что профиль полета транспортного вертолета состоит из участков набора высоты, горизонтального полета и снижения, то среднюю крейсерскую скорость на маршруте можно представить в следующем виде:

$$V_{\text{кр.ср}} = \frac{L}{L_{\text{н}}/V_{\text{н}} + L_{\text{г.п}}/V_{\text{г.п}} + L_{\text{сн}}/V_{\text{сн}}}, \quad (6.1)$$

где $L = L_{\text{н}} + L_{\text{г.п}} + L_{\text{сн}}$; $L_{\text{н}} = \Delta H \sum_{i=1}^n V_{\text{ни}}/V_{\text{уни}}$; $L_{\text{сн}} = \Delta H \sum_{i=1}^n V_{\text{сни}}/V_{\text{усни}}$ — горизонтальные участки пути, пролетаемые вертолетом в наборе высоты и на снижении соответственно.

Тогда производительность находят по формуле

$$\Pi = \frac{m_{\text{гр}} g L}{L_{\text{н}}/V_{\text{н}} + L_{\text{г.п}}/V_{\text{г.п}} + L_{\text{сн}}/V_{\text{сн}}}, \quad (6.2)$$

где $m_{\text{гр}} = m_{\text{взл}} - m_{\text{с}} - m_{\text{эк}} - m_{\text{тс}}$;

$$m_{T\Sigma} = m_{T,\text{потр}} + m_{T,\text{ан.з}} + m_{T,\text{невыр}}; \quad (6.3)$$

$$m_{T,\text{потр}} = m_{T,\text{зем}} + m_{T,\text{н}} + m_{T,\text{г.п}} + m_{T,\text{сн}};$$

$m_{\text{с}}$, $m_{\text{эк}}$ — соответственно масса снаряженного вертолета и экипажа; $m_{T,\text{ан.з}}$ — аэронавигационный запас топлива; $m_{T,\text{зем}}$ — масса топлива, выработанного на земле при запуске и опробовании двигателей и при

рулении; $m_{T,\text{н}} = \Delta H \sum_{i=1}^n G_{T,\text{н},i} / V_{y,\text{н}i}$ — масса выработанного топлива при наборе высоты H ; $m_{T,\text{сн}} = \Delta H \sum_{i=1}^n G_{T,\text{сн},i} / V_{y,\text{сн}i} + m_{T,\text{пос}}$ — масса выработанного топлива при снижении и посадке; $m_{T,\text{г.п}} = L_{\text{г.п}} q$ — масса выработанного топлива в горизонтальном полете.

По формуле (6.2) удобно определять производительность вертолета по данным, полученным в полете. Как видно из выражений (6.2) и (6.3), для определения производительности вертолета необходимо знать:

1) зависимости часового расхода топлива, вертикальной скорости и скорости полета от высоты, полетной массы вертолета и температуры воздуха на режимах набора высоты и снижения;

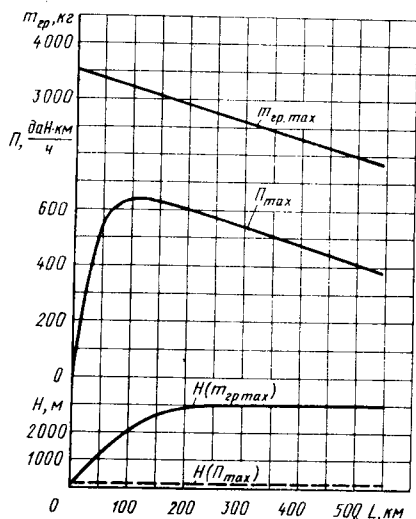
2) зависимости относительного километрового расхода топлива, приведенной скорости полета и частоты вращения винта от приведенной массы на крейсерском режиме в горизонтальном полете;

3) номограммы допустимой массы вертолета при взлете $m_{\text{взл}}$, выбранной с учетом обеспечения определенного избытка мощности на режиме висения: вертикального выхода за пределы зоны воздушной

подушки, взлетов по-вертолетному и по-самолетному или обеспечения летных характеристик и ВПХ в соответствии с требованиями норм летной годности при отказе одного двигателя для многодвигательных вертолетов;

4) массовые характеристики $m_{\text{с}}$, $m_{\text{эк}}$, $m_{T,\text{зем}}$, $m_{T,\text{ан.з}}$, $m_{T,\text{невыр}}$.

Рис. 6.1. Зависимости максимальной массы груза, производительности и высоты от дальности полета двухдвигательного вертолета при $m_{\text{норм}}$, $T_{\text{н}} = T_{\text{ст}}$



Имея эти данные, можно определить зависимости платной нагрузки и потребного запаса топлива от дальности полета в различных условиях, а следовательно, и зависимость $\Pi = f(L)$. Естественно, что для конкретных условий полета существует оптимальный режим, обеспечивающий максимальную дальность. В разд. 4.3 изложена методика определения режимов полета на максимальную дальность в любых заданных условиях полета. По этой методике с использованием результатов летных испытаний определены зависимости $m_{\text{гр}} = f(L)$ и $\Pi = f(L)$ для одного из вертолетов с турбовальными двигателями (рис. 6.1). При этом для каждого значения $m_{\text{гр}}$ находился оптимальный режим полета по барометрической высоте и скорости по указателю, которому соответствует максимальная дальность. Видно, что с увеличением дальности оптимальная высота полета, при которой масса платной нагрузки максимальна (или минимален потребный запас топлива), сначала возрастает, а затем, начиная с $L = 200$ км, изменяется мало и равняется 3000 м. Следует также отметить, что производительность вертолета имеет максимум по дальности полета. При малой дальности рост производительности происходит в основном вследствие роста средней скорости полета по маршруту, а затем монотонное уменьшение Π вызвано главным образом уменьшением массы платной нагрузки вследствие увеличения потребного запаса топлива $m_{T\Sigma}$.

6.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ТОПЛИВНОЙ И ТРАНСПОРТНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Показатель топливной эффективности вертолета C_L по результатам летных испытаний удобно определять по формуле (1.15), а приведенную производительность вертолета — по выражению

$$\tilde{\Pi} = \frac{g m_{\text{гр}} L^2}{(L_{\text{н}}/V_{\text{н}} + L_{\text{г.п}}/V_{\text{г.п}} + L_{\text{сн}}/V_{\text{сн}}) m_{\text{т}}} \quad (6.4)$$

Если известны зависимости $m_{\text{гр}} = f(L)$, $m_{\text{т}} = f(L)$ и $\Pi = f(L)$, топливную эффективность определяют по формуле (1.15), а приведенную производительность — по следующей простой формуле:

$$\tilde{\Pi} = \Pi L / m_{\text{т}} \quad (6.5)$$

Топливная эффективность. При заданном соотношении между массами платной нагрузки и топлива нахождение режима полета, при котором показатель C_L будет наименьшим, сводится к задаче определения режима полета на максимальную дальность. На рис. 6.2 показаны зависимости показателя топливной эффективности от высоты и дальности по-

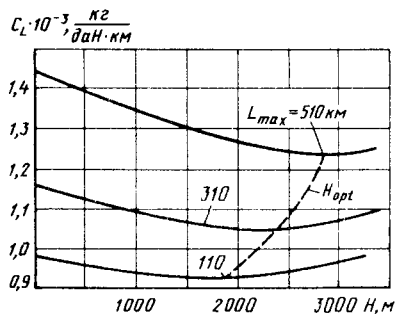


Рис. 6.2. Влияние высоты и дальности полета на топливную эффективность вертолета при $m_{норм}$, $T_H = T_{ст}$

лета вертолета с газотурбинными двигателями. Видно, что при малых дальностях наилучшая топливная эффективность достигается при полете на меньших высотах. При увеличении дальности полета растет и оптимальная высота полета, на которой величина C_L минимальна.

Следует отметить, что увеличение высоты полета позволяет значительно повысить топливную эффективность вертолета. Так, в полете на оптимальной высоте $H = 3000$ м топливная эффективность на 20 % выше, чем при полете у земли. Заметное влияние на топливную эффективность оказывают также температура воздуха, частота вращения винта, скорость и направление ветра. Это влияние весьма эффективно можно учитывать с помощью бортовых вычислительных устройств, предназначенных для вычисления и индикации оптимальных по топливной эффективности режимов полета.

Приведенная производительность. При наличии необходимых данных, полученных из летных испытаний, для определения приведенной производительности в различных условиях можно рекомендовать следующий алгоритм.

1. Задаются условия полета в виде зависимости $T_H = f(H_p)$, барометрическая высота расположения рабочей площадки над уровнем моря и общая дальность полета L_3 .

2. Для заданных условий полета и принятого избытка мощности на режиме висения при взлете (взлет по-вертолетному или по-самолетному или продолжение полета вертолетом высшей или первой категории) по соответствующей номограмме $m_{взл} = f(H_p, T_H)$ определяют взлетную массу вертолета.

3. Для ряда высот полета по маршруту определяют массу выработанного топлива и путь на режимах набора высоты $m_{т.н}$, L_n и снижения $m_{т.сн}$, $L_{сн}$.

4. Подсчитывают дальность горизонтального полета на одной из заданных высот.

5. Определяют приведенную массу вертолета в горизонтальном полете в первом приближении

$$m_{пр1} = (m_{взл} - m_{т.н} - m_{т.сн} - m_{т.зем}) p_c / p_H.$$

6. По графикам $\bar{q}$, $V_{пр} = f(m_{пр}, n_{пр})$ и значению $m_{пр1}$ находят значения $\bar{q}_1$, $V_{пр1}$ и $n_{пр1}$.

7. Подсчитывают значения километрового расхода топлива и индикаторной скорости полета в первом приближении

$$q_1 = \bar{q}_1 (m_{взл} - m_{т.н1} - m_{т.сн1} - m_{т.зем});$$

$$V_{i1} = V_{пр.1} \sqrt{p_H / p_c}.$$

8. Определяют массу выработанного топлива в горизонтальном полете в первом приближении

$$m_{т.г.п1} = q_1 L_{г.п}.$$

9. Уточняют среднее значение полетной массы на участке горизонтального полета

$$m_{г.п.ср} = m_{взл} - m_{т.н1} - m_{т.сн1} - m_{т.зем} - \frac{1}{2} m_{т.г.п1}.$$

10. Подсчитывают среднюю приведенную массу вертолета в горизонтальном полете во втором приближении

$$m_{пр2} = m_{г.п.ср} p_c / p_H.$$

11. По $m_{пр2}$ и графикам $\bar{q}$, $V_{пр} = f(m_{пр}, n_{пр})$ находят $\bar{q}_2$, $V_{пр2}$ и $n_{пр2}$ во втором приближении и подсчитывают километровый расход топлива и индикаторную скорость во втором приближении

$$q_2 = \bar{q}_2 m_{г.п.ср}, V_{i2} = V_{пр2} \sqrt{p_H / p_c}; V_{г.п} = V_{i2} / \sqrt{\Delta}.$$

12. Уточняют массу выработанного топлива в горизонтальном полете

$$m_{т.г.п2} = q_2 L_{г.п}.$$

Обычно второго приближения вполне достаточно для достижения необходимой точности окончательного результата.

13. Определяют суммарный запас топлива, необходимый для полета на заданную дальность на данной высоте:

$$m_{т\Sigma} = m_n + m_{сн} + m_{т.г.п} + m_{т.зем} + m_{т.невыр} + m_{т.анз}.$$

14. Подсчитывают допустимую массу груза при полете на заданную дальность на данной высоте

$$m_{гр} = m_{взл} - m_{т\Sigma} - m_{эк}.$$

15. Находят массу топлива, потребную при полете на заданную дальность:

$$m_{\text{т.потр}} = m_{\text{т.н}} + m_{\text{т.сн}} + m_{\text{т.г.п2}} + m_{\text{т.зем}}.$$

16. По значениям $m_{\text{гр}}, L_{\text{н}}, L_{\text{г.п}}, L_{\text{сн}}, V_{\text{н}}, V_{\text{г.п}}, V_{\text{сн}}, m_{\text{т.потр}}$ и формуле (6.4) определяют приведенную производительность вертолета.

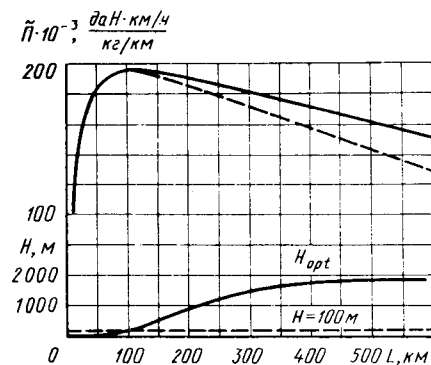
Аналогичные расчеты для каждой дальности проводятся для ряда барометрических высот полета. При малых дальностях высоту полета необходимо ограничивать

$$H \leq \frac{3600 L_3}{V_{\text{н}}/V_{\text{ун}} + V_{\text{сн}}/V_{\text{усн}}},$$

где L выражена в км, $V_{\text{н}}$ и $V_{\text{сн}}$ — в км/ч, а $V_{\text{ун}}$ и $V_{\text{усн}}$ — в м/с.

Это ограничение вызвано тем, что при нем вся заданная дальность состоит из участков набора высоты и последующего снижения.

По этому алгоритму исследовано изменение приведенной производительности вертолета средней массы в зависимости от дальности, высоты полета и взлетной массы, выбираемой по избытку мощности на режиме висения. Как видно из графика на рис. 6.3, при малых дальностях полета наибольшая приведенная производительность реализуется, как и наилучшая топливная эффективность, при полете на малых высотах. С увеличением дальности полета влияние высоты на $\tilde{\Pi}$ уменьшается и при $L \geq 200$ км высота полета меньше влияет на приведенную производительность, чем на C_L . Такая зависимость приведенной производительности от высоты и дальности полета объясняется тем, что при малой дальности с ростом высоты уменьшается средняя скорость полета по маршруту, так как большую часть пути вертолет пролетает при сравнительно малых значениях $V_{\text{н}}$ и $V_{\text{сн}}$. Увеличивается также средний километровый расход топлива вследствие роста в основном часового расхода топлива



и малой скорости полета на режиме набора высоты. По мере увеличения дальности полета L_3 относительная величина участков $L_{\text{н}}$ и $L_{\text{сн}}$ уменьшается, вследствие чего средняя скорость увеличивается. Уменьшается также и средний километровый расход топлива. Поэтому при

Рис. 6.3. Влияние дальности и высоты полета на приведенную производительность вертолета при $m_{\text{норм}}, T_{\text{н}} = T_{\text{ст}}$

расчетной дальности полета $L = 400$ км оптимальная высота полета становится равной 1500 ... 2000 м, что заметно меньше, чем при полете с максимальной топливной эффективностью (см. рис. 6.2). Заметно меньше и прирост величины $\tilde{\Pi}$, который составляет приблизительно 10 % от значения $\tilde{\Pi}$ при полете у земли ($H = 0$). Такое разное влияние высоты полета на оптимальные режимы полета, при которых реализуются наилучшие значения показателей C_L и $\tilde{\Pi}$, объясняется тем, что с увеличением высоты значение C_L падает в основном за счет значительного уменьшения $q_{\text{ср}}$, а средняя скорость полета непосредственно на этот показатель влияния не оказывает. На значение же показателя $\tilde{\Pi}$ оказывает влияние как q , так и $V_{\text{ср}}$. С увеличением высоты полета q падает, но уменьшается также и $V_{\text{ср}}$, в результате чего суммарный эффект повышения показателя $\tilde{\Pi}$ с ростом высоты существенно меньше аналогичного эффекта повышения топливной эффективности вертолета.

Как указывалось выше, в соответствии с Нормами летной годности полетная масса вертолета в зависимости от принятой категории ограничивается значением, при котором обеспечиваются требования к взлетно-посадочным характеристикам и характеристикам полета по маршруту в случае отказа одного двигателя. Для многодвигательных вертолетов эти требования по существу сводятся к обеспечению некоторой скороподъемности с одним отказавшим двигателем. На рис. 6.4 показана зависимость полетной массы вертолета от вертикальной скорости при экономической скорости с одним работающим двигателем на взлетном режиме. На этом же графике указаны значения V_y , при которых удовлетворяются требования к вертолетам различных категорий по НЛГВ. Необходимо отметить, что эти значения V_y достигаются на взлетном режиме работающего двигателя, непрерывная работа на котором разрешается обычно в течение 5 мин. Вместе с тем согласно НЛГВ полет с нормируемыми значениями V_y должен выполняться в течение времени, достаточного для пролета половины дальности или не менее 30 мин.

Это условие длительности работы одного двигателя обеспечивается практически для номинального режима, а согласно терминологии режимов работы двигателей по зарубежным нормам летной годности [37, 41] — для так называемого режима Max. Continuous power.

Однако для номинального режима полетная масса в рассматриваемом случае должна быть уменьшена на 800 кг, что значительно ухудшит показатели топливной и транспортной эффективности.

Принятие условия требуемой продолжительности работы на взлетном режиме означает по существу введение чрезвычайного режима работы двигателя, при котором время работы на взлетном режиме значительно увеличивается по сравнению с временем работы на этом режиме при нормальной эксплуатации.

В рассматриваемом примере для разных взлетных масс, при которых удовлетворяются требования к вертолетам разных категорий, были

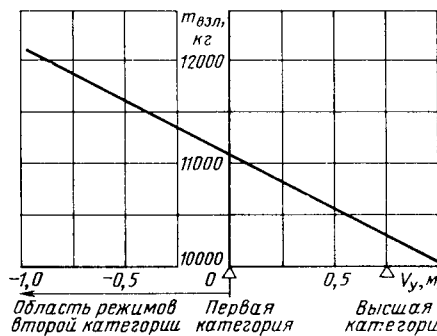
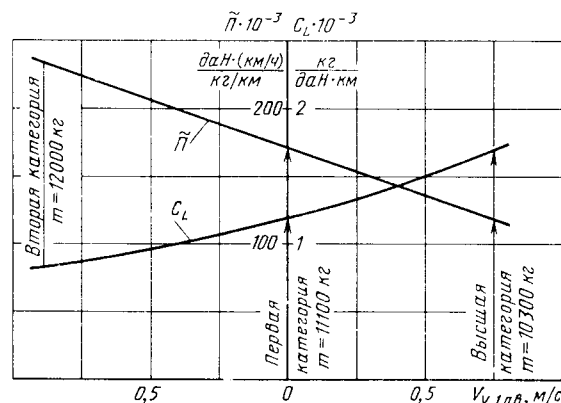


Рис. 6.4. Влияние вертикальной скорости на максимальную допустимую взлетную массу двухдвигательного вертолета после отказа одного двигателя при $H = 500$ м, $T_H = T_{ст}$

Рис. 6.5. Изменение показателей эффективности Π и C_L при эксплуатации двухдвигательного вертолета по различным категориям при $L = 400$ км, $N_{чр} = N_{взл}$



определены в соответствии с изложенной методикой максимальные показатели топливной и транспортной эффективности (рис. 6.5). Видно, что переход к более высокой категории приводит к значительному ухудшению обоих показателей эффективности. Так, при переходе от второй категории ($m = 12000$ кг, $V_{y1дв} = -0,9$ м/с) к высшей ($m = 10300$ кг, $V_{y1дв} = 0,75$ м/с) при дальности полета 400 км топливная эффективность и приведенная транспортная производительность уменьшаются в 2 раза.

6.3. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВЕРТОЛЕТА НА ЕГО СПОСОБНОСТЬ К ПРОДОЛЖЕНИЮ ПОЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ И ПОКАЗАТЕЛИ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Как было показано выше, возможность продолжения полета при отказе двигателя связана с необходимостью создания значительного избытка мощности на режиме висения, что объективно приводит к значитель-

ному понижению показателей топливной и транспортной эффективности вертолета. В связи с этим возникает вопрос о влиянии параметров вертолета на удовлетворение требований к безопасности полета при отказе двигателей и на обеспечение высокого уровня топливной и транспортной эффективности.

Для того чтобы вертолет был способен продолжать полет при отказе одного двигателя, необходимо, чтобы максимальная мощность работающих двигателей была не меньше суммы минимальной потребной мощности и некоторого избытка мощности, требуемого для управления полетом. Это условие, как следует из рис. 5.1, запишем в виде

$$N_{e\tau}(n_d - 1) = N_{\min} + \delta V_y m g, \quad (6.6)$$

где $N_{e\tau}$ — максимальная мощность, при которой разрешается работа двигателя в течение заданного времени при отказе одного из двигателей силовой установки вертолета, обычно $N_{e\tau}$ называют чрезвычайной мощностью; δV_y — минимальная вертикальная скорость, необходимая для нормального управления полетом (изменение высоты полета, развороты без снижения). Если ввести обозначения

$$\bar{N}_{дв} = N_{взл}/N_{e\tau}, \quad \bar{N}_{верт} = N_{вис}/N_{\min},$$

то уравнение (6.6) после преобразований можно представить в виде

$$\frac{n_d N_{взл}}{N_{вис}} = \frac{n_d}{n_d - 1} \frac{N_{дв}}{\bar{N}_{верт}} \left(1 + \frac{\delta V_y m g \bar{N}_{верт}}{N_{вис}}\right). \quad (6.7)$$

Проанализируем это уравнение для вертолетов одновинтовой, соосной, продольной и поперечной схем.

Найдем выражение для $N_{вис}$ из формулы для КПД винтов на режиме висения

$$n_0 = \frac{T v_i z}{N_{вис} \xi_{вис}}. \quad (6.8)$$

Примем, что тяги винтов на режиме висения у вертолетов продольной и поперечной схем равны. Тогда входящие в эту формулу величины T и v_i представим известными зависимостями

$$T = \frac{mg}{\xi_T z}; \quad v_i = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{mg}{2\rho \xi_T z \pi R^2 f}}, \quad (6.9)$$

где $f = 1 - \frac{\alpha}{\pi} + \frac{\sin 2\alpha}{2\pi}$ — коэффициент, учитывающий уменьшение ометаемой площади вследствие перекрытия винтов; $\bar{a} = a/R$ — относительное перекрытие винтов (у вертолетов продольной или поперечной схемы $0 \leq \bar{a} < 1$, у вертолета соосной схемы $\bar{a} = 2$); $\sin \alpha = \sqrt{\bar{a} - \bar{a}^2}/4$. Подставляя выражения (6.9) в (6.8), после соответствующих преобразований получим

$$N_{вис} = \frac{mg}{\xi_T n_0 \xi_{вис}} \frac{1}{B} \sqrt{\frac{mg}{2\xi_T \rho z \pi R^2 f}}. \quad (6.10)$$

Подставляя это выражение в уравнение (6.7), после преобразований получим следующую формулу:

$$q\sqrt{p} = \frac{49,5(n_d - 1)}{n_d} \frac{\bar{N}_{\text{верт}}}{\bar{N}_{\text{дв}}} \times \frac{\eta_0 \xi_{\text{вис}} \sqrt{\Delta B \xi_T^3}}{(1 + \frac{\delta V_y \bar{N}_{\text{верт}} \eta_0 \xi_{\text{вис}} \sqrt{\Delta B \xi_T^3}}{2,02\sqrt{p}})}, \quad (6.11)$$

где q — удельная нагрузка на мощность двигателей; p — удельная нагрузка на оме-таемую винтом площадь.

В МКГСС, широко используемой в литературе по авиации, эта формула имеет вид

$$q\sqrt{p} = \frac{37,5(n_d - 1)}{n_d} \frac{\bar{N}_{\text{верт}}}{\bar{N}_{\text{дв}}} \times \frac{\eta_0 \xi_{\text{вис}} \sqrt{\Delta B \xi_T^3}}{(1 + \frac{\delta V_y \bar{N}_{\text{верт}} \eta_0 \xi_{\text{вис}} \sqrt{\Delta B \xi_T^3}}{2\sqrt{p}})}. \quad (6.12)$$

В этой формуле q имеет размерность кгс/л.с, а p — кгс/м².

Полученная формула показывает наибольшее значение $q\sqrt{p}$, обеспечивающее при откате одного двигателя полет на наиболее выгодной скорости с заданным значением вертикальной скорости при других заданных величинах η_0 , $\xi_{\text{вис}}$, $\bar{N}_{\text{верт}}$, $\bar{N}_{\text{дв}}$, n_d , ξ_T и Δ .

Эту формулу можно использовать при определении значения $q\sqrt{p}$ и для любой другой скорости полета V , меньшей $V_{\text{наив}}$. В этом случае отношение $\bar{N}_{\text{верт}} = N_{\text{вис}}/N_V$ нужно определять для выбранной скорости V . Величина $q\sqrt{p}$ связана с коэффициентом тяговой вооруженности на режиме висения зависимостью (5.12).

Рассмотрим методику определения входящей в формулу (6.12) величины $\bar{N}_{\text{верт}}$.

Потребную мощность на режиме висения находят по формуле (6.10). Потребную для горизонтального полета мощность вертолета представим в виде следующей суммы:

$$N_{\text{г.п}} = \frac{N_{\text{н.в}}}{\xi_{\text{г.п}}} = (N_{\text{проф}} + N_{\text{инд}} + N_{\text{вр}}) \frac{1}{\xi_{\text{г.п}}}. \quad (6.13)$$

Мощность, затрачиваемую на преодоление профильного сопротивления лопастей, на режимах полета с небольшими скоростями при принятом допущении $T_1 = T_2$ представим следующим образом:

$$N_{\text{проф}} = N_{\text{проф.вис}} z (1 + 3\bar{V}^2), \quad (6.14)$$

$$\text{где } N_{\text{проф.вис}} = \frac{mg}{z\eta_0\xi_TB} \sqrt{\frac{p}{2\rho\xi_T}} - N_{\text{инд.вис}};$$

$$N_{\text{инд.вис}} = J_V c_T^{3/2} \frac{\rho(\omega R)^3}{2} F_{\text{ом}} \quad (6.15)$$

— индуктивные потери мощности на режиме висения; J_V — коэффициент, зависящий от геометрии лопасти.

Подставляя в (6.15) выражение для коэффициента тяги c_T , после несложных преобразований получим

$$N_{\text{инд.вис}} = \frac{2mgJ_V}{z\xi_T} \sqrt{\frac{p}{2\rho\xi_T}}. \quad (6.16)$$

Подставим эту зависимость в формулу для $N_{\text{проф.вис}}$, которая входит в уравнение (6.14). Тогда после преобразований имеем

$$N_{\text{проф}} = mg \sqrt{\frac{p}{2\rho\xi_T^3}} \left(\frac{1}{\eta_0 B} - 2J_V (1 + 3\bar{V}^2) \right). \quad (6.17)$$

Выражение для индуктивной составляющей коэффициента крутящего момента при условии $T_1 = T_2$ для режимов полета с $\mu \geq 0,12$ для двух винтов запишем в следующем виде:

$$m_{\text{кинд}\Sigma} = (z + \kappa_{12} + \kappa_{21}) \frac{c_T^2}{4B^4\mu}, \quad (6.18)$$

где $\kappa_{12} = \Delta v_{12}/v_{i1}$ — отношение прироста индуктивной скорости у первого винта к его собственной индуктивной скорости; $\kappa_{21} = \Delta v_{21}/v_{i2}$ — отношение прироста индуктивной скорости у второго винта к его собственной индуктивной скорости.

Подставляя в это уравнение выражение для c_T и переходя к мощности, получим

$$N_{\text{инд}\Sigma} = (z + \kappa_{12} + \kappa_{21}) \frac{mgfp}{2z\rho B^4 V}. \quad (6.19)$$

Для вертолетов разных схем эта формула имеет следующий вид:
одновинтовой вертолет ($z = 1$, $\kappa_{12} = \kappa_{21} = 0$; $f = 1$)

$$N_{\text{инд}} = \frac{mgp}{2\rho B^4 V};$$

вертолет соосной схемы ($z = 2$, $\kappa_{12} = \kappa_{21} = \kappa_{\text{с.о}}$; $f = 1/2$)

$$N_{\text{инд}\Sigma} = (1 + \kappa_{\text{с.о}}) \frac{mgp}{4\rho B^4 V},$$

значение коэффициента $\kappa_{\text{с.о}}$ зависит от превышения верхнего винта над нижним $\bar{y} = y/D$, для $\bar{y} = 0,1$; $\kappa_{\text{с.о}} = 0,8$ [32];

вертолет поперечной схемы ($z = 2, \kappa_{12} = \kappa_{21} = \kappa_{пп}; f = 1$)

$$N_{\text{инд}\Sigma} = (1 + \kappa_{пп}) \frac{mg\rho}{2\rho B^4 V},$$

значение коэффициента $\kappa_{пп}$ зависит от направления вращения и перекрытия $\bar{z} = z/D$ винтов [32];

вертолет продольной схемы ($z = 2, \kappa_{12} \approx 0, \kappa_{21} = \kappa_{пр}; f = 1$)

$$N_{\text{инд}\Sigma} = (1 + \frac{\kappa_{пр}}{2}) \frac{mg\rho}{2\rho B^4 V}.$$

В книге [33] и в гл. 7 приведены значения коэффициента $\kappa_{пр}$, определенные в результате измерений крутящих моментов винтов вертолетов продольной схемы, выполненных в полете.

Потери мощности винтов на преодоление вредного сопротивления вертолета можно записать так:

$$N_{вр} = Q_{вр} V.$$

Представляя в эту формулу выражение для силы вредного сопротивления

$$Q_{вр} = \Sigma c_x S \frac{\rho V^2}{2},$$

для $N_{вр}$ получим

$$N_{вр} = \Sigma c_x S \frac{\rho V^3}{2}. \quad (6.20)$$

С учетом полученных выражений (6.10), (6.17), (6.19) и (6.20) уравнение для относительной величины $\bar{N}_{\text{верт}}$ будет иметь вид

$$\bar{N}_{\text{верт}} = \frac{\frac{1}{B\eta_0} \frac{\xi_{г.п}}{\xi_{\text{вис}}} \sqrt{\frac{\rho^3}{2\rho\xi_T^3}}}{\sqrt{\frac{\rho^3}{2\rho\xi_T^3}} \left(\frac{1}{\eta_0 B} - 2J_V (1 + 3\bar{z}^2) + \dots \right)} \dots \rightarrow$$

$$\dots \rightarrow \frac{1}{(z + \kappa_{12} + \kappa_{21}) \frac{\rho^2 f}{z\rho B^4 V} + \frac{\bar{c}_{хвр}\rho V^3}{2}}, \quad (6.21)$$

где $\bar{c}_{хвр} = \Sigma c_x S / F_{\text{ом}}$.

Как видно из этого уравнения, отношение потребной мощности на режиме висения к потребной мощности в горизонтальном полете при заданных геометрических характеристиках лопастей зависит от удельной нагрузки на ометаемую вин-

тами площадь ρ на режиме висения, вредного сопротивления вертолета, схемы вертолета, скорости полета и атмосферных условий.

Зависимость (6.21) можно использовать для расчета $\bar{N}_{\text{верт}}$ в диапазоне скоростей от 80 до 200 км/ч, в котором влияние сжимаемости на потребную мощность вертолета мало и им можно пренебречь. Следует заметить, что в этот диапазон входят практически все скорости полета, которые представляют интерес для определения характеристик полета при отказе одного двигателя.

Избытки тяги вертолета на режиме висения, определяемые формулами (5.12), (6.11) и (6.21) и необходимые для обеспечения заданной вертикальной скорости после отказа одного двигателя, значительно влияют на весовую отдачу, а следовательно, на показатели топливной и транспортной эффективности. Для связи коэффициента тяговой вооруженности k_T с коэффициентом весовой отдачи воспользуемся зависимостями массы агрегатов вертолетов от их основных параметров [3, 13].

Массы корпуса, несущих винтов, редукторов и трансмиссий, силовой установки и оборудования определяют по следующим формулам:

$$m_{\text{корп}} = 0,3m_{\text{взл}}; m_{\text{н.в}} = 6,2D^{2,6}\sigma z; \quad (6.22)$$

$$m_{\text{ред}} = 0,48M_{\text{крmax}}^{0,83}; m_{\text{с.у}} = 1,7N_{\text{взл}}\gamma^n_d,$$

где γ — удельная масса двигателя.

Воспользуемся следующими известными развернутыми зависимостями для параметров $D, \sigma, M_{\text{крmax}}, N_{\text{взл}}$:

$$D = \sqrt{\frac{4mg}{z\pi pf}}; \sigma = \frac{3,2c_T}{c_{y_0}} = \frac{6,4mg}{\rho(\omega R)^2 F_{\text{ом}} c_{y_0}}; \quad (6.23)$$

$$M_{\text{крmax}} = \frac{n_d N_{\text{взл}}}{z\omega}; n_d N_{\text{взл}} = \frac{(k_T mg / \xi_T)^{3/2}}{33,25\eta_0 \xi_{\text{вис}} \sqrt{\Delta z f D}}.$$

Подставляя эти зависимости в соответствующие формулы и учитывая, что коэффициент весовой отдачи равен

$$\bar{k} = \frac{m_{\text{взл}} - m_{\text{корп}} - m_{\text{н.в}} - m_{\text{ред}} - m_{\text{с.у}}}{m_{\text{взл}}}, \quad (6.24)$$

после преобразований получим следующее выражение:

$$\bar{k} = 0,7 - 353 \frac{1}{c_{y_0}(\omega R)^2 \Delta} \left(\frac{mg}{zpf} \right)^{0,3} -$$

$$- 0,53 \frac{k_T}{\xi_T} \sqrt{\frac{mgk_T}{z\xi_T}} \frac{1}{(\omega R \eta_0 \xi_{\text{вис}} \sqrt{\Delta})^{0,83}}$$

$$-0,325 \frac{k_T \gamma}{\xi_T \eta_0 \xi_{\text{вис}}} \sqrt{\frac{k_T p f}{\xi_T \Delta}} \quad (6.25)$$

Видно, что коэффициент тяговой вооруженности k_T оказывает существенное влияние на весовую отдачу вертолета.

Формулы (6.11) и (6.21) показывают, что величина $q\sqrt{p}$, а следовательно, и k_T и $\bar{k}$, при которых будут обеспечиваться заданные характеристики полета после отказа одного двигателя, зависят от аэродинамического совершенства винтов на режиме висения (η_0 , B , J_V), параметров силовой установки и двигателей (n_d , $\bar{N}_{\text{дв}}$, γ), схемы и общей аэродинамической компоновки вертолета (z , κ_{12} , κ_{21} , ξ , f , ξ_T , $\Sigma c_x S$), минимально потребного избытка мощности, определяемого величиной δV_y , и от атмосферных условий (p_H , T_H). Однако потребное изменение величины $q\sqrt{p}$ и коэффициента тяговой вооруженности k_T вследствие влияния всех перечисленных параметров различно [см. формулы (5.12), (6.11) и (6.21)]. Поэтому целесообразно рассмотреть влияние этих параметров отдельно.

Влияние схемы вертолета. Потребные значения избытка тяги на режиме висения при заданном значении δV_y для случая отказа одного двигателя существенно зависят от схемы вертолета.

Найдем потребные значения k_T для двухдвигательных вертолетов разных схем при условии, что после отказа одного двигателя хотя бы на наивыгоднейшей скорости при использовании номинального режима работающего двигателя вертолет будет иметь скороподъемность $\delta V_y = 0,25$ м/с. При этом условии минимально допустимые значения k_T достаточно велики: для вертолетов продольной схемы — 1,44; соосной схемы — 1,15; одновинтовых вертолетов — 1,075; поперечной схемы — 1,0.

Сопоставление полетных масс и тяговых характеристик транспортных вертолетов показывает, что реализуемые на практике избытки тяги двухдвигательных вертолетов существенно меньше значений, необходимых для продолжения полета с одним работающим двигателем на режиме не выше номинального. Избыток тяги у двухдвигательных вер-

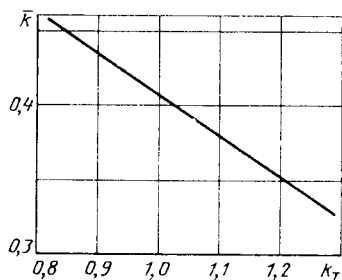


Рис. 6.6. Влияние коэффициента избытка тяги на весовую отдачу одновинтового вертолета

толетов можно повысить до требуемого значения путем снижения полетной массы за счет уменьшения полетной нагрузки, что приведет к уменьшению весовой отдачи вертолета (рис. 6.6), а следовательно, к ухудшению топливной и транспортной эффективности.

Рассмотрим, при каких параметрах многодвигательный вертолет сможет продолжать длительный полет в случае отказа одного двигателя, сохранив при этом достаточно большую весовую отдачу и высокие показатели топливной и транспортной эффективности.

Влияние числа двигателей и $\bar{N}_{\text{дв}}$. Увеличение числа двигателей на вертолете приводит к относительному уменьшению потери мощности в случае отказа одного двигателя и, следовательно, к увеличению располагаемых значений вертикальных скоростей.

На рис. 6.7 показано изменение потребной тяговооруженности, топливной эффективности и приведенной производительности в зависимости от вертикальной скорости на экономической скорости полета для одновинтового двух- и трехдвигательного вертолета средней весовой категории ($m_{\text{взл}} = 10000$ кг). На графике эти зависимости приведены при номинальном $\bar{N}_{\text{дв}} = 1,2$ и чрезвычайном режиме работы двигателей. Видно, что у трехдвигательного вертолета затраты топлива на единицу произведенной работы значительно меньше, чем у двухдвигательного, при одинаковом значении V_y после отказа одного двигателя.

Особенно эффективно применение трехдвигательной силовой установки на вертолете продольной схемы, так как у вертолета этой схемы потребная тяговооруженность на режиме висения при двухдвигательной силовой установке весьма велика.

Естественно, что у трехдвигательных вертолетов значительно улучшаются характеристики прерванного и продолженного взлета и посадки, так как при остановке одного двигателя мощность двух других составляет 2/3 всей располагаемой мощности.

Величина $\bar{N}_{\text{дв}}$ показывает, во сколько раз взлетная мощность $N_{\text{евзл}}$ больше мощности на максимальном аварийном режиме $N_{\text{т max}}$, на котором при отказе одного двигателя допускается эксплуатировать исправно работающие двигатели достаточно длительное время для продолжения полета вертолета. При обычной номенклатуре режимов в качестве такого режима можно использовать номинальный, на котором $\bar{N}_{\text{дв}} = 1,2$, а время непрерывной работы, как правило, не менее 1 ч.

Однако, как видно из графика на рис. 6.7, при $\bar{N}_{\text{дв}} = 1,2$ существенно увеличиваются потребные значения k_T , что ухудшает топливную и транспортную эффективность вертолета. Введение чрезвычайных режимов работы двигателей, при которых $\bar{N}_{\text{дв}} < 1,2$, позволяет значительно улучшить показатели эффективности вертолета. Так, при чрезвычайном режиме, на котором $N_{\text{т max}} = N_{\text{евзл}}$, значение C_L для двухдвигательного вертолета первой категории почти в 2 раза меньше, чем при $N_{\text{т max}} = N_{\text{е ном}}$. При этом приведенная производительность увеличивается на

80 %. Таким образом, применение трехдвигательной силовой установки и введение чрезвычайного режима работы двигателей существенно улучшают показатели топливной и транспортной эффективности при обеспечении безопасности полета вертолета.

При сравнении альтернативных вариантов целесообразно учитывать стоимости производства трехдвигательного одно- и двухдвигательного вертолетов.

Влияние η_0 несущего винта. Значительное влияние на топливную и транспортную эффективность при продолжении полета при отказе одного двигателя оказывает величина η_0 . Повышение η_0 от 0,6 до 0,7 позво-

ляет увеличить весовую отдачу, улучшить топливную эффективность и приведенную производительность на 20 %. При уменьшении η_0 , с одной стороны, увеличивается потребная тяговая вооруженность, а с другой — возрастает масса трансмиссии и двигателей.

Влияние атмосферных условий. Увеличение рабочей высоты и температуры воздуха приводит к снижению весовой отдачи вследствие уменьшения тяги вертолета на режиме висения. При понижении давления или повышении температуры на величину, соответствующую уменьшению относительной плотности воздуха от 1 до 0,9, весовая отдача вертолета, а следовательно, и величин C_L и $\dot{P}$ уменьшаются приблизительно на 10 %.

Проведенный анализ показывает, что при разработке и проведении летных испытаний многодвигательного вертолета необходимо учитывать все перечисленные факторы, так как в противном случае становится невозможным обеспечить высокие показатели эффективности при одновременном удовлетворении требований к безопасности полета при отказе одного двигателя.

7. ЛЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА

7.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНЫХ МОЩНОСТЕЙ НА РЕЖИМАХ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Уменьшение потребной мощности несущего винта, работающего вблизи экрана, существенно улучшает летные характеристики вертолета. Положительное влияние близости земли на аэродинамические характеристики несущего винта, называемое эффектом воздушной подушки, позволяет повысить весовую отдачу вертолета, улучшить взлетные и посадочные характеристики и тем самым показатели топливной и транспортной эффективности вертолета. При эксплуатации вертолетов летчики широко используют эффект воздушной подушки при взлетах и посадках вертолетов, особенно в таких условиях, когда избытки мощности на режимах висения и малых скоростях существенно уменьшаются, например, при взлетах с горных площадок и в жаркую погоду. Поэтому в расчетах и при математическом моделировании тяговых и взлетно-посадочных характеристик вертолетов необходимо учитывать влияние близости экрана на аэродинамические характеристики винта. Однако методы расчета эффекта воздушной подушки недостаточно развиты и не обеспечивают требуемой точности получаемых результатов. Поскольку моделирование этого влияния в аэродинамической трубе представляет значительные трудности, то весьма заманчиво получить в летных испытаниях

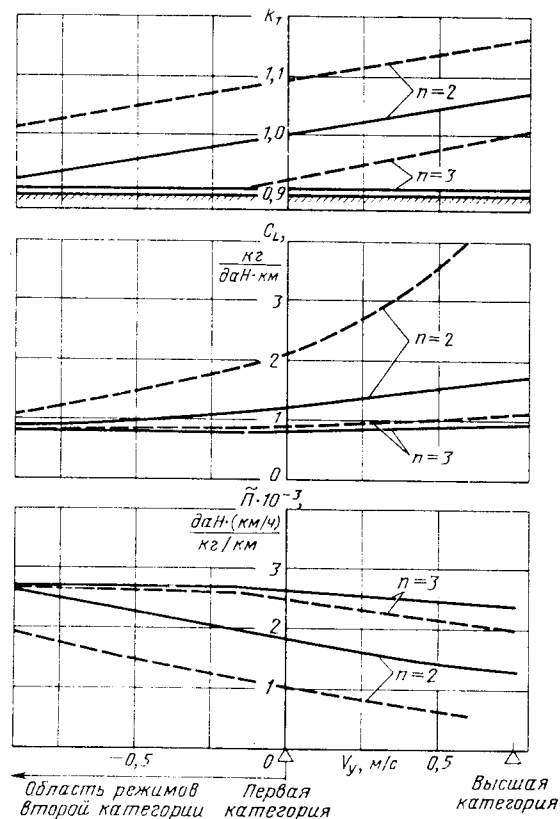


Рис. 6.7. Влияние числа двигателей и мощности чрезвычайного режима на топливную эффективность и приведенную производительность двухдвигательного вертолета с разным уровнем летных характеристик по категориям, нормируемым НЛГВ-2:

— $N_{чр} = N_{взл}$; $\bar{N}_{дв} = 1$; - - - $N_{чр} = N_{ном}$; $\bar{N}_{дв} = 1, 2$

аэродинамические характеристики вертолетов при полете вблизи земли. Эти данные используются также при аэродинамических расчетах вертолетов и при разработке методов летных испытаний по определению взлетно-посадочных характеристик при нормальной работе двигателей и при их отказах.

В условиях натурного эксперимента могут быть получены достаточно надежные данные о влиянии удаления плоскости вращения винта от земли и воздушной скорости полета на его суммарные характеристики; развиваемую тягу при постоянной мощности и на потребную мощность при постоянной тяге в полете вблизи земли.

При проведении летных испытаний особое внимание должно быть уделено методам измерения потребной мощности несущего и рулевого винтов, воздушной скорости (особенно в диапазоне 0 ... 60 км/ч) и высоты полета вертолета относительно земли.

Для определения потребной мощности необходимо измерять крутящий момент на валу винта и частоту вращения. Существует ряд методов измерения крутящего момента на валу винта [2, 22].

Удовлетворительные результаты можно получить, используя тензометрический метод, при котором тензорезисторы наклеивают на вал винта и включают в измерительный мост, как показано на рис. 7.1.

Важное значение для обеспечения необходимой точности имеет натурная тарировка измерительной системы. Желательно препарированный вал винта протарировать до номинальных значений крутящего момента.

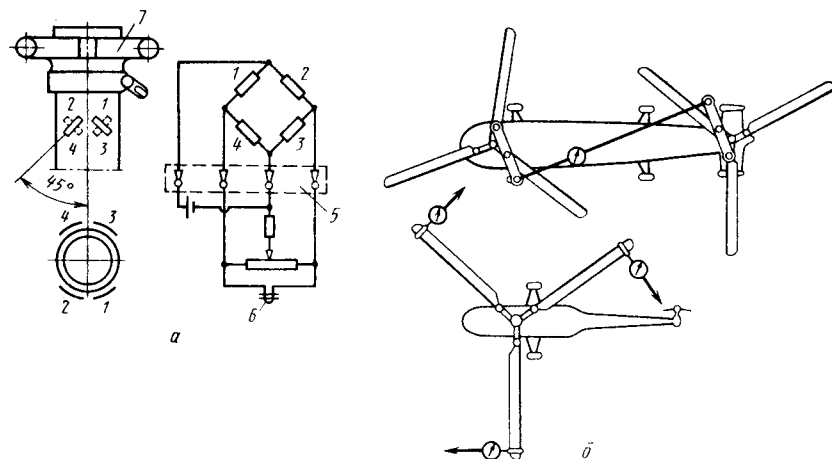


Рис. 7.1. Схемы тензоизмерений крутящих моментов винтов и тарировочных нагружений вертолетов:

а — схема препарировки вала и измерения крутящего момента винта; *б* — схема нагружения валов винтов при тарировке измерительной системы; 1 ... 4 — тензодатчики; 5 — токосъемник; 6 — регистратор; 7 — втулка винта

Однако даже для вертолетов средней весовой категории это сделать трудно вследствие больших значений крутящего момента. Для этого необходимо разработать приспособление для нагружения вала крутящим моментом, изыскать способы торможения редуктора для предотвращения проворачивания вала при его нагружении, закрепления вертолета при тарировке. Удовлетворительные данные могут быть получены и при следующем методе построения тарировочной зависимости. На тензолинейку, изготовленную из того же материала, что и вал, наклеивают идентичный наклеенному на вал тензометрический мост, а на стенде собирают такую же, как и на вертолете, измерительную схему. Измерительная система тарируется в лабораторных условиях до таких значений напряжений, которые возникают в вале винта при нагружении его максимальным крутящим моментом, в результате чего строится зависимость отклонения шлейфа осциллографа или электрического напряжения в измерительной диагонали моста (при использовании магнитного регистратора) от напряжения материала тензолинейки. Измерительную систему на вертолете тарируют также путем приложения соответствующих сил к лопасти несущего винта (см. рис. 7.1, *б*). Эта тарировка обычно производится в ограниченном диапазоне изменения крутящего момента, определяемом или максимальным крутящим моментом тормоза винта, или специального устройства, установленного для торможения вала при тарировке. Для наибольшего значения $M_{кр}$ при тарировке на вертолете определяют отклонение шлейфа осциллографа или напряжение в измерительной диагонали моста. По тарировкам, полученным на тензолинейке и на вертолете определяется величина напряжения на тензолинейке, эквивалентная величине $M_{кр}$ при натурной тарировке. Затем подсчитывается полярный момент сечения вала винта, в котором наклеен измерительный мост

$$W_p = \sqrt{2} M_{кр} / \sigma.$$

Зная значения W_p , тарировочную зависимость $U = f(\sigma)$, полученную на стенде, можно пересчитать в соответствующую тарировочную зависимость $U = f(M_{кр})$ для измерительной системы, установленной на вертолете.

При соответствующем контроле положения нулевого уровня измерительной системы, стабильности тарировочной зависимости и напряжения питания измерительных мостов среднеквадратическая погрешность измерения крутящего момента по такому методу не превышает 2 % от измеряемого значения.

Скорости полета более 60 км/ч измеряют обычными указателями скорости с неподвижными приемниками воздушного давления на фюзеляже. Малые скорости полета (0 ... 60 км/ч) можно измерять комбинированным вертолетным измерителем скорости (КВИС), в состав кото-

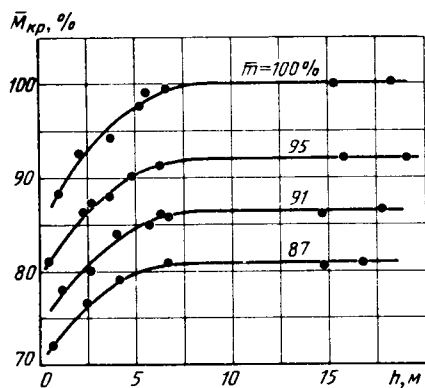
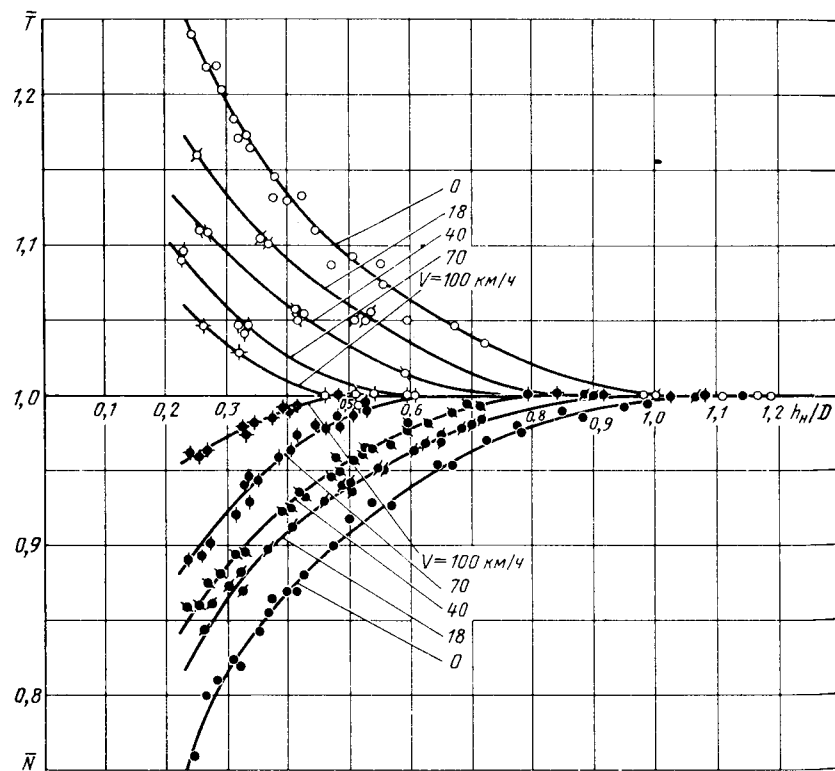


Рис. 7.2. Изменение крутящего момента на валу несущего винта одновинтового вертолета при полете вблизи земли ($V = 70$ км/ч)

Рис. 7.3. Влияние близости земли на изменение тяги при $N_{дв} = \text{const}$ и потребляемой мощности при $T = \text{const}$ одновинтового вертолета



рого входит измерительная часть с приемником давления, расположенным на лопасти винта [2].

Известно, что вблизи земли даже небольшое изменение высоты существенно влияет на потребляемую мощность вертолета. Поэтому особенно точно необходимо измерять высоту полета над поверхностью земли. Современные радиовысотометры обеспечивают измерение высоты с приемлемой предельной погрешностью не более 0,5 м. Более высокая точность может быть достигнута, если вертолет оснастить электромеханическим устройством для измерения высоты, которое представляет собой штангу определенной длины. Один конец штанги с помощью универсального шарнира крепится на фюзеляже вблизи центра масс вертолета, а другой с помощью небольшого колеса контактирует с поверхностью земли. Сигнал с потенциометрического датчика об угловом положении штанги суммируется с сигналом гироскопического датчика тангажа вертолета и подается на регистратор и визуальный указатель летчику.

Для определения влияния близости земли на тягу и потребляемую мощность вертолета на ряде постоянных значений скорости выполняются режимы горизонтального полета на разных высотах. Такие серии режимов необходимо выполнить при разных значениях полетной массы. По результатам полетов для каждой фиксированной воздушной скорости определяют зависимости крутящего момента от высоты полета при постоянной частоте вращения винта (рис. 7.2).

Зная отношения крутящих моментов на каждой высоте к крутящему моменту вне зоны воздушной подушки, т.е. к значению $M_{кр}$, соответствующему горизонтальному участку кривой $M_{кр} = f(h)$, и отношения h_n/D , где h_n — удаление плоскости вращения винта от поверхности земли, можно найти для каждой скорости закон изменения потребляемой мощности при $n = \text{const}$ в полете вблизи земли $\bar{N} = f(h_n/D)$, т.е.

$$\bar{N} = N_h/N_\infty = M_{крh}/M_{кр\infty}.$$

Если провести горизонтальные сечения графиков $M_{кр} = f(h)$ при значениях $M_{кр} = \text{const}$, соответствующих высотам полета вне зоны воздушной подушки для данной полетной массы, и найти отношения $m_{kh}/m_{k\infty}$ и соответствующие им значения h_n/D , то получим зависимости относительного изменения тяги вертолета от параметра h_n/D при постоянной мощности двигателя $\bar{T} = f(h_n/D)$ для разных значений воздушной скорости полета. На рис. 7.3 показаны зависимости $\bar{T} = f(h_n/D)$ и $\bar{N} = f(h_n/D)$ при $V = \text{const}$ для одновинтового вертолета. Видно, что положительный эффект воздушной подушки проявляется до значительных скоростей (около 100 км/ч). Однако с увеличением скорости полета это влияние близости земли на аэродинамические характеристики винта заметно ослабевают. Так, наибольшее уменьшение потребляемой мощности винта на режиме висения ($V = 0$) при уменьшении относительного удаления h_n/D от 1,2 до 0,25 составляет около 24 %. При $V = 40$ км/ч это

уменьшение потребной мощности равно 14 %, а при $V = 100$ км/ч только 4 %. Соответствующим образом увеличивается тяга вертолета при $\bar{N} = \text{const}$ (см. рис. 7.3). Следует отметить, что с увеличением скорости уменьшается и значение относительного удаления плоскости вращения винта от поверхности земли, до которого проявляется эффект воздушной подушки, что хорошо видно по выполаживанию зависимостей $M_{кр} = f(h)$ на рис. 7.2 и зависимостей $\bar{T} = f(h_n/D)$ и $\bar{N} = f(h_n/D)$ на рис. 7.3.

Летный эксперимент по исследованию потребной мощности вертолета на разных режимах полета позволяет определить и другие важные данные для аэродинамических расчетов и анализа результатов летных испытаний.

На рис. 7.4 приведены зависимости коэффициентов крутящих моментов несущего и рулевого винтов вертолета от характеристики режима полета. Эти зависимости получены путем измерения в полете крутящих моментов на валах винтов и позволяют определить потери располагаемой мощности на вращение рулевого винта вертолета одновинтовой схемы.

Значительный интерес представляет распределение крутящих моментов между винтами для вертолета продольной схемы (рис. 7.5). Видно, что вследствие сильного взаимного индуктивного влияния крутящий момент заднего винта на режимах горизонтального полета значительно превосходит крутящий момент переднего винта, что необходимо учитывать при проектировании вертолетов такой схемы. Зависимости $m_k = f(\mu)$ для обоих винтов позволяют найти коэффициент индуктивного влияния переднего винта на задний $k_{пр} = \Delta v_i/v_i$, который показывает,

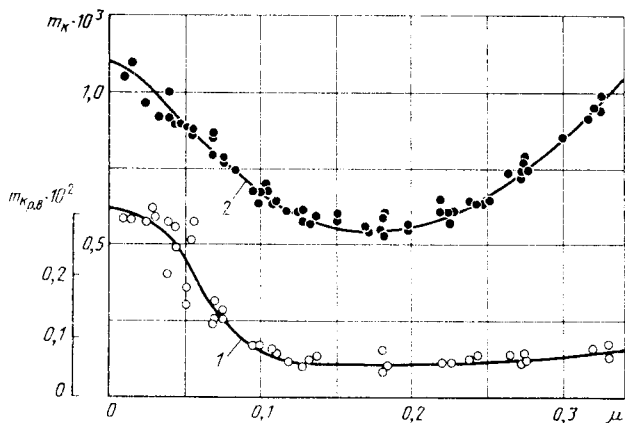


Рис. 7.4. Изменение в горизонтальном полете коэффициентов крутящего момента несущего и рулевого винтов вертолета одновинтовой схемы в зависимости от μ : 1 — рулевой винт; 2 — несущий винт

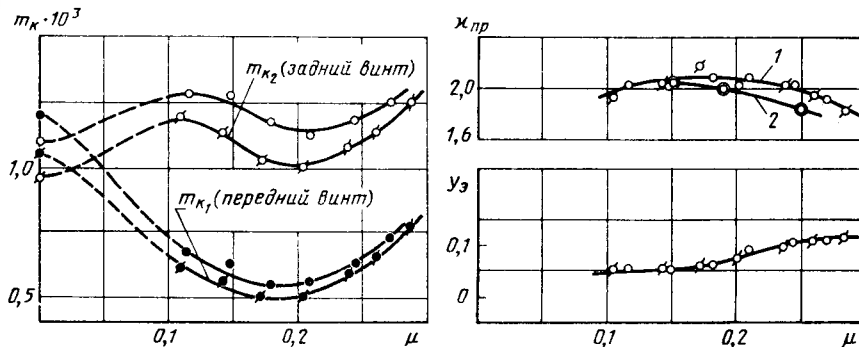


Рис. 7.5. Изменение в зависимости от характеристики режима полета коэффициентов крутящего момента винтов в горизонтальном полете и коэффициента индуктивного влияния переднего винта на задний вертолета продольной схемы по результатам: 1 — летных испытаний; 2 — испытаний в аэродинамической трубе

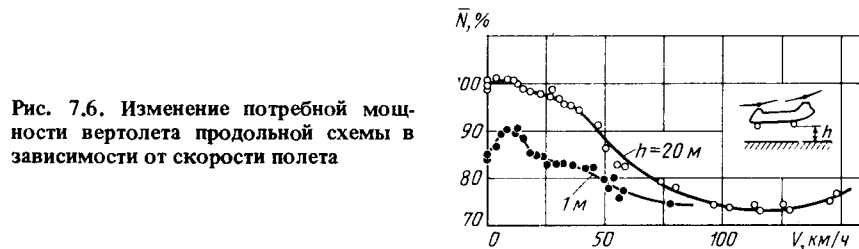


Рис. 7.6. Изменение потребной мощности вертолета продольной схемы в зависимости от скорости полета

насколько среднее приращение индуктивной скорости в плоскости вращения заднего винта вследствие индуктивного влияния переднего винта больше его собственной индуктивной скорости. Как видно из графика на рис. 7.5, передний винт создает в плоскости заднего винта дополнительную индуктивную скорость, которая практически на всех режимах горизонтального полета в два раза превышает его собственную индуктивную скорость.

Вследствие значительного взаимного индуктивного влияния винтов изменение потребной мощности у вертолетов продольной схемы в зависимости от скорости и высоты полета вблизи земли имеет более сложный характер, чем у одновинтовых вертолетов (рис. 7.6).

7.2. ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМАХ ПОЛЕТА СО СРЫВОМ ПОТОКА С ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА

При поступательном движении вертолета вследствие неравномерности потока по диску винта и махового движения лопастей углы атаки в сечениях лопасти, идущей вперед, уменьшаются, а у отступающей лопас-

ти — увеличиваются. Для каждой скорости полета при некотором сочетании частоты вращения винта, полетной массы, температуры воздуха и высоты полета, т.е. при определенном значении коэффициента тяги винта c_T , значения углов атаки на отступающей лопасти становятся критическими, и поэтому на определенной части диска винта возникают зоны срыва потока с лопастей винта. Наличие зон срыва потока на лопасти винта значительно влияет на ее нагрузку, что вызывает необходимость ограничений по режимам. Поэтому весьма актуальным является проведение летных испытаний по определению режимов полета со срывом потока с лопастей несущего винта. Зоны срыва потока могут быть выявлены простым, но наглядным методом определения спектров обтекания лопасти с помощью шелковинок, поведение которых регистрируется с помощью скоростных кинокамер, размещенных на втулке несущего винта. Частота киносъемки составляет приблизительно 100 кадров в секунду. Две кинокамеры размещаются на втулке винта так, чтобы изображения шелковинок были разборчивыми на всей длине лопасти.

Разметка лопасти и схема наклейки шелковинок позволяют определить участки лопасти, на которых происходит срыв потока, а нанесение

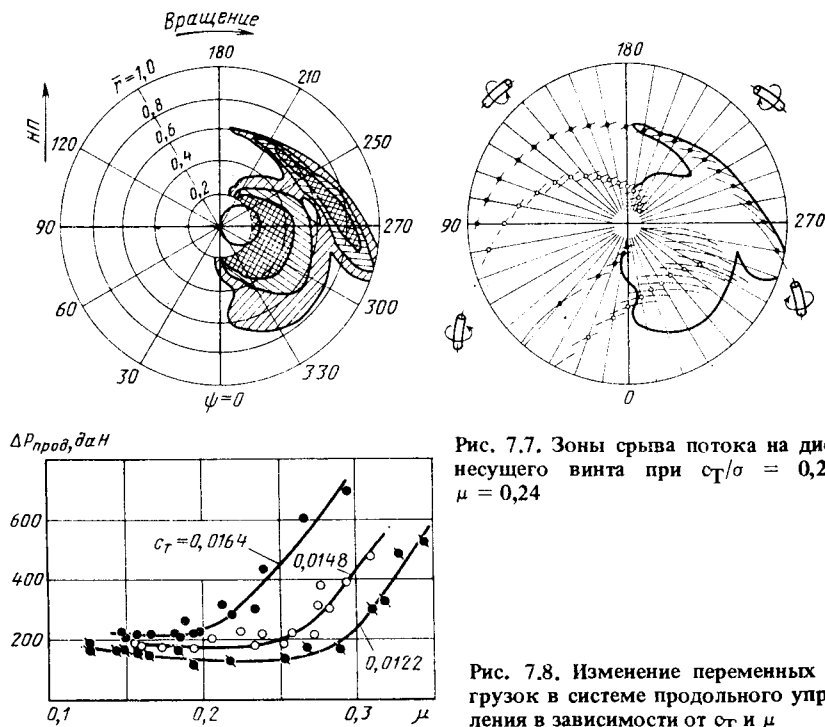


Рис. 7.7. Зоны срыва потока на диске несущего винта при $c_T/\sigma = 0,205$, $\mu = 0,24$

Рис. 7.8. Изменение переменных нагрузок в системе продольного управления в зависимости от c_T и μ

этих участков при разных азимутальных положениях лопасти — форму зон срыва потока на диске несущего винта (рис. 7.7). Сравнение этих зон с расчетными зонами критических углов атаки в разных сечениях лопасти по диску винта показывает существенные отличия между ними [32]. Значительное влияние на возникновение и развитие срыва потока на лопасти несущего винта оказывает близость к лопасти дискретных циклоидальных вихрей, образующихся за концевыми частями лопастей. Близость концевых вихрей к лопасти на азимутах, где лопасть идет навстречу набегающему потоку ($0 \dots 180^\circ$), не вызывает срывного обтекания, так как углы атаки в этой части диска винта имеют малые значения. На отступающей лопасти, где углы атаки большие, неравномерность индуктивной скорости, вызванная концевыми вихрями, приводит к превышению углов атаки критических значений. Это подтверждается сравнением взаимного положения на диске винта зон срыва потока и участков концевых вихрей, сошедших с разных лопастей (см. рис. 7.7). Близкое расположение концевых вихрей к плоскости вращения винта подтверждается также результатами дымовой визуализации вихревой системы несущего винта.

По мере увеличения зон срыва потока на диске несущего винта при некотором значении μ начинается интенсивный рост переменных нагрузок в элементах конструкции винта. На рис. 7.8 показано изменение переменной части усилия в системе продольного управления вертолета. Интенсивный рост переменных нагрузок вызывает необходимость введения ограничения для каждого коэффициента тяги винта. Это позволяет обозначить границу допустимых режимов полета в координатах $c_T/\sigma = f(\mu)$, которая используется для назначения ограничений по максимально допустимой скорости полета в разных условиях (рис. 7.9).

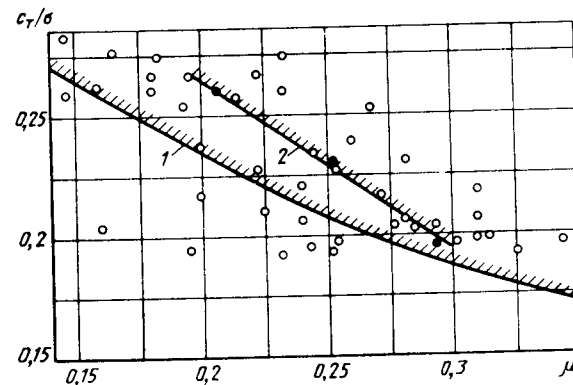


Рис. 7.9. График для определения предельных режимов полета со срывом потока с лопастей несущего винта:
1 — теоретическая граница [8]; 2 — начало интенсивного роста в полете переменных нагрузок в системе продольного управления одновинтового вертолета

7.3. ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ РЕЖИМОВ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА

На режимах крутого снижения с малой скоростью, а также при энергичном торможении перед посадкой вертолеты могут попадать на режим неустойчивого обтекания лопастей, на так называемый режим вихревого кольца. Этот режим характеризуется рядом особенностей в поведении вертолета, влияющих на безопасность полета. Поэтому при эксплуатации вертолета необходимо знать границы этого режима и особенности пилотирования вертолета при непреднамеренном выходе на него.

Теоретическое исследование режима вихревого кольца крайне затруднено вследствие сильной неустойчивости воздушного потока через винт, а также тем, что ряд проблем механики вязкой жидкости [7, 8, 12, 27, 32] не решен. Поэтому, при изучении режимов вихревого кольца предпочтение отдается экспериментальным исследованиям [2, 10, 42, 43].

При проведении летных испытаний по определению режимов вихревого кольца необходимо учитывать ряд следующих факторов. Как следует из теоретических и экспериментальных данных, область режимов вихревого кольца определяется некоторыми сочетаниями составляющих воздушной скорости в плоскости вращения винта V_{xH} и по его оси V_{yH} . Скорость V_{xH} изменяется в пределах 0 ... 50 км/ч. Следует отметить, что при таком изменении V_{xH} необходимо также учитывать и боковую составляющую воздушной скорости V_{zH} . Из опыта эксплуатации вертолетов известно, что при таких значениях V_{xH} первые признаки режима вихревого кольца могут проявляться, начиная с вертикальных скоростей снижения 3 ... 5 м/с. Следовательно, для получения количественных данных необходимо достаточно точно измерять горизонтальную боковую и вертикальную составляющие воздушной скорости. Измерять V_{xH} и V_{zH} можно с помощью системы КВИС. Учитывая, что на режимах вихревого кольца углы атаки лопастей, а следовательно, и приемника давления КВИС могут изменяться в широких пределах, необходимо одновременно с проведением летных испытаний на этих режимах определить аэродинамические поправки к показаниям КВИС.

На режимах вихревого кольца ухудшается управляемость вертолета по всем каналам, включая высотный. Поэтому при летных испытаниях на этих режимах необходимо измерять отклонения органов управления и параметров, характеризующих движение вертолета. Желательно также регистрировать потребную мощность вертолета или параметры, определяющие мощность двигателей. Так как на режимах вихревого кольца воздушный поток нестационарен, а также возможны резкие отклонения ручки управления вследствие ухудшения управляемости, необходимо измерять расстояния между лопастями и конструкцией и между лопастями верхнего и нижнего винта на вертолете соосной схемы.

Учитывая особенности поведения вертолета на режимах вихревого кольца, можно рекомендовать следующую методику летных испытаний, которая предусматривает переход от простых режимов к более сложным. На постоянной горизонтальной скорости полета выполняются режимы снижения с разными вертикальными скоростями, т.е. в поле режимов $V_x - V_y$ на безопасной высоте 1000 ... 1500 м выполняются вертикальные "разрезы" при $V_x = \text{const}$. Сначала режимы выполняются при скоростях, на которых заведомо отсутствуют признаки вихревого кольца, т.е. при $V_x \approx 70$ км/ч. При этом выполняются установившиеся режимы снижения с постепенным увеличением V_y приблизительно 2 м/с от нуля до значения, соответствующего режиму авторотации винта. Серии таких режимов выполняются с последовательным уменьшением V_x приблизительно на 10 км/ч. Начиная со значения скорости V_x , при котором проявляются первые признаки вихревого кольца, методику выполнения режимов следует изменить. Более безопасным является подход к режимам вихревого кольца "снизу", т.е. от режимов, близких к снижению при минимальной полетной мощности двигателей. Для этого при скорости примерно 70 км/ч выполняется переход на режим снижения с $N_{дв \min}$ и производится плавное торможение до заданной скорости. Выдерживая заданное значение V_x , увеличивают мощность двигателей, в результате чего вертолет переходит на режим снижения с заданной вертикальной скоростью. Режимы с данной V_x выполняют до таких значений вертикальной скорости, при которых обеспечивается управление вертолетом на данном установившемся режиме снижения. Для получения более полных данных целесообразно с каждой горизонтальной составляющей скорости V_x также выполнить режимы снижения, начиная с режима горизонтального полета и кончая режимом снижения с малыми вертикальными скоростями в пределах установленных ограничений. В этом случае подход к режимам вихревого кольца осуществляется "сверху". На режимах оценивается поведение вертолета, особенности его управляемости, сближение лопастей с конструкцией, наличие вибраций.

Летные испытания позволяют выявить зону режимов вихревого кольца, размеры которой в некоторой степени зависят от принятых критериев проявления этих режимов. Летные испытания, выполненные на разных вертолетах, позволяют сделать ряд общих выводов.

При значениях вертикальной скорости снижения более 5 м/с резко ухудшается устойчивость и управляемость вертолета в продольном и поперечном направлениях и особенно по каналу высоты, в результате чего выдерживать заданные значения V_x и V_y не удастся. Как видно из рис. 7.10, несмотря на постоянный шаг винта и даже некоторое увеличение мощности двигателей (по сравнению с исходным режимом), вертикальная скорость снижения увеличивается до 16 м/с. Как отмечает летчик, вертолет как бы "проваливается", несмотря на достаточно высокий режим работы двигателей. Резко возрастает отклонения ручки управле-

ния и педалей, появляются "броски" вертолета по крену, тангажу и курсу. Отмечается тряска вертолета с непостоянной частотой, вертолет "стремится" выйти из режима путем увеличения воздушной скорости полета.

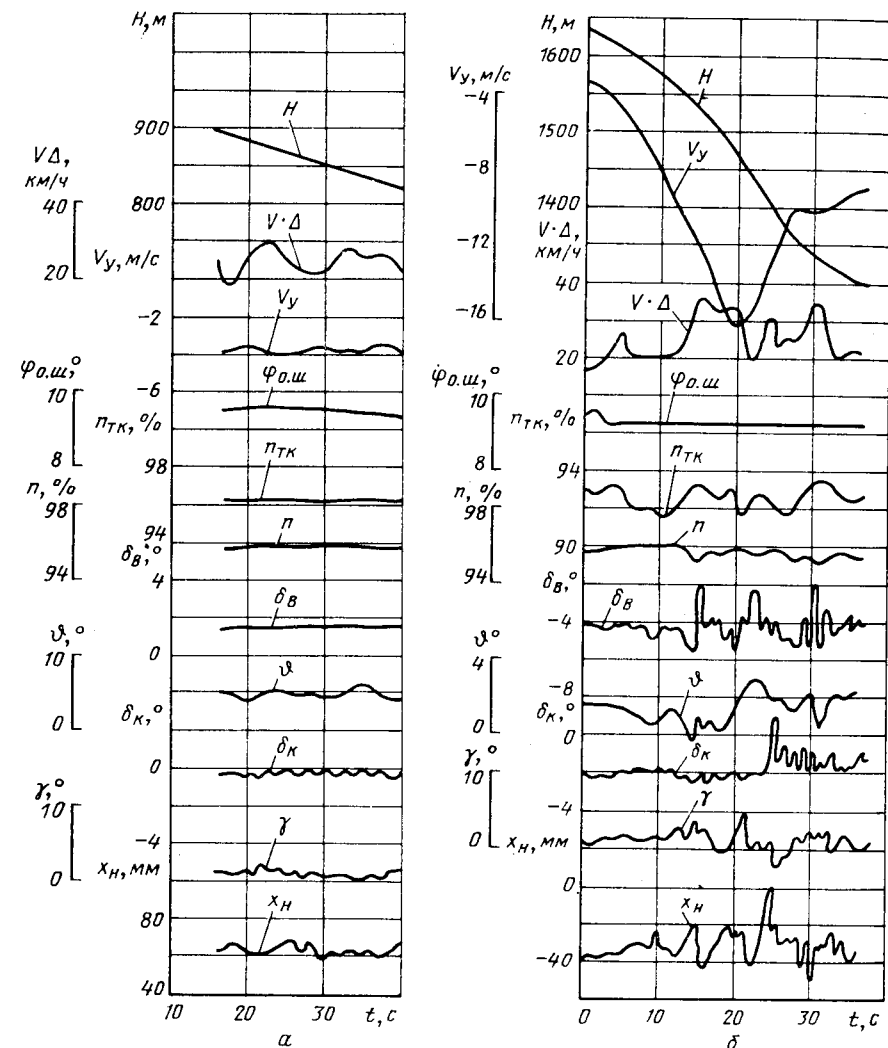


Рис. 7.10. Характер изменения параметров движения и отклонения органов управления вертолета при снижении с разными вертикальными скоростями: а - $V_y = 4$ м/с, $V_{ср} \approx 25$ км/ч; б - $V_y = -2 \dots -16$ м/с, $V_{ср} \approx 27$ км/ч

После резкого возрастания вертикальная скорость снижения уменьшается, однако она остается значительно большей, чем на исходном режиме при одной и той же мощности двигателей (см. рис. 7.10), что свидетельствует об нелинейном изменении потребной мощности вертолета в зависимости от вертикальной скорости снижения. Это подтверждается измерениями потребной мощности винта на обычных режимах снижения и на режимах вихревого кольца (рис. 7.11).

При установившихся вертикальных скоростях снижения более 12 м/с устойчивость и управляемость вертолета по всем каналам восстанавливается и выдерживание заданных значений V_x и V_y не представляет трудности.

Для оценки зоны режимов вихревого кольца были приняты следующие критерии. Режимы заданной продолжительности (20 ... 30 с), на которых горизонтальная скорость полета изменяется не более чем на +5 км/ч, а заданная вертикальная скорость снижения колеблется не более чем на +10 % при $|V_y| > 10$ м/с и не более чем на 1 м/с при $|V_y| <$

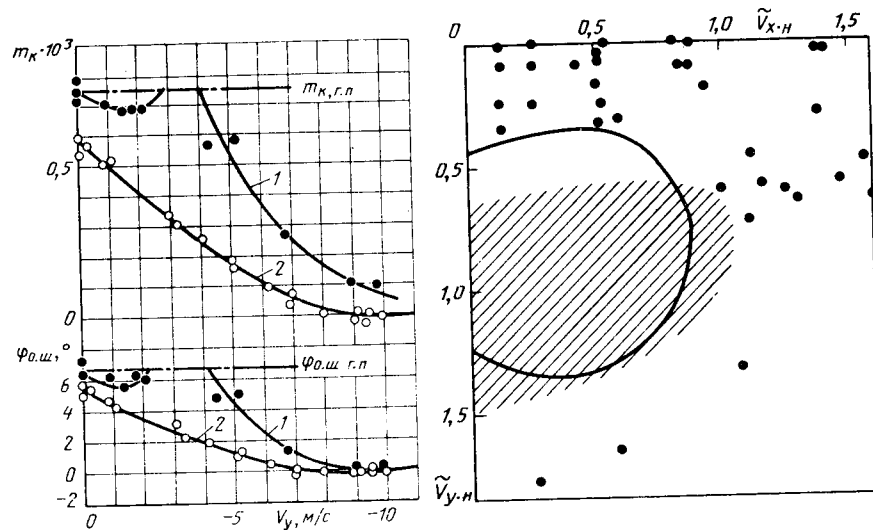


Рис. 7.11. Изменение коэффициента потребной мощности вертолета и общего шага винта в зависимости от вертикальной скорости снижения при разных поступательных скоростях полета: 1 - $V = 30$ км/ч; 2 - $V = 62$ км/ч

Рис. 7.12. Зоны режимов вихревого кольца, полученные для одновинтовых вертолетов по различным критериям:

● - снижение без особенностей в поведении вертолета (результаты летных испытаний); ▨ - по визуализации потока [42] (результаты летных испытаний); — пульсации тяги с амплитудой $\Delta T = 15\%$ [43] (модель винта на тележке)

< 10 м/с, были отнесены к режимам, на которых нет заметного проявления признаков вихревого кольца. Режимы с большими отклонениями V_x и V_y от их заданных значений относятся к неустановившимся режимам, на которых проявление признаков вихревого кольца весьма заметно.

На рис. 7.12 указаны значения $\tilde{V}_{xH}$ и $\tilde{V}_{yH}$, на которых признаков вихревого кольца не отмечалось. Видно, что установившихся режимов снижения на малых скоростях (менее 40 км/ч) в широком диапазоне V_{yH} получить не удастся. Экспериментальные точки выделяют зону режимов снижения, в которой проявляются отрицательные последствия режима вихревого кольца несущего винта.

Наиболее рациональным методом вывода вертолета из режима вихревого кольца является разгон вертолета до $V_x > 40$ км/ч с последующим переходом на любой режим полета. Вывод некоторых вертолетов из режима вихревого кольца возможен и "снизу", т.е. только увеличением шага винта и мощности двигателей. Однако при таком методе требуется большой избыток мощности и запас высоты (до 400 м).

Интересно сравнить данные о совокупности режимов вихревого кольца, полученные по принятым критериям по визуализации воздушного потока около несущего винта одновинтового вертолета в летных испытаниях [42] и при буксировке модели винта на специальной тележке [43]. Это удобно сделать в координатах

$$\tilde{V}_x = V_{xH}/v_{i\text{вис}}, \quad \tilde{V}_y = V_{yH}/v_{i\text{вис}}.$$

Как видно из рис. 7.12, результаты, полученные для одиночного винта и одновинтовых вертолетов хорошо согласуются между собой. Некоторые различия связаны с тем, что при определении зон применялись различные критерии проявления признаков вихревого кольца.

7.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛЯРЫ ВЕРТОЛЕТА И НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Тяговые характеристики и потолок висения вертолета для разных условий эксплуатации можно определить, используя экспериментальные полярны вертолета или несущего винта на режиме висения.

Для построения полярны вертолета на режиме висения можно использовать такую же методику выполнения режимов, как и при определении тяговых характеристик. Отличие заключается только в способе обработки результатов измерений. При этом по экспериментальным данным и формулам

$$m_K = \frac{N_{\text{потр}}}{\frac{\rho(\omega R)^3}{2} \pi R^2}; \quad c_T = \frac{T}{\frac{\rho(\omega R)^3}{2} \pi R^2}$$

подсчитываются коэффициенты мощности и тяги вертолета. Как видно из этих формул, для подсчета значений m_K и c_T необходимо определить потребляемую мощность и тягу вертолета.

Если двигатели снабжены измерителем крутящего момента, то значение $N_{\text{потр}}$ подсчитывают по измеренным значениям M_{Kp} и n . С меньшей точностью $N_{\text{потр}}$ можно определить косвенным методом по измеренным значениям $n_{\text{пр}}$, $G_{T, \text{пр}}$ или $n_{TK, \text{пр}}$, или π_K и зависимостям, приведенным в разд. 2.1.

Тягу вертолета T на режиме висения определяют так, как это показано в гл. 3.

При определении полярны винта необходимо измерять его крутящий момент и тягу, которая отличается от тяги вертолета на величину отрицательной подъемной силы, вызванной обдувкой планера индуктивным потоком. Способы определения в полете величин M_K и T основаны обычно на измерении в элементах конструкции деформаций, возникающих от действия этих нагрузок. Уровень касательных напряжений в вале винта достаточен для измерения с необходимой точностью M_{Kp} методами тензометрии [2] или другими методами (см. разд. 7.1).

Так как напряжения, возникающие в вале винта под действием тяги, весьма малы, то получить полезный сигнал с необходимой точностью, соединяя наклеенные на валу тензорезисторы в обычной измерительный мост на растяжение, не удастся. Для повышения точности измерений необходимо либо принимать специальные меры по увеличению чувствительности измерительной схемы [22], либо тензометрировать другие элементы конструкции, например, стержни подредукторной рамы, в которых напряжения от тяги существенно больше, чем в вале винта, либо использовать специальные динамометрические средства, подобные тем, которые применяются для измерений в аэродинамических трубах. При измерении тяги путем тензометрирования вала винта необходимо также измерить часть этой силы, которая воспринимается автоматом перекося в виде постоянной части усилия в цепи управления углом общего шага винта. На рис. 7.13 показана полярна одновинтового вертолета вне зоны воздушной подушки, полученная по данным летных

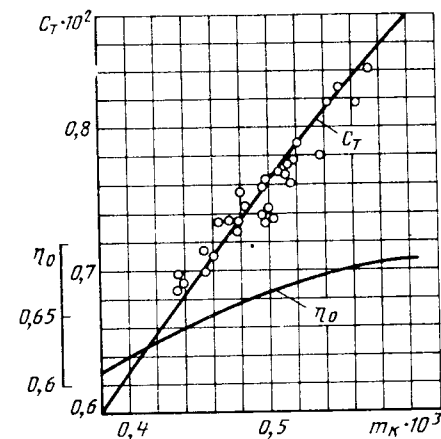


Рис. 7.13. Полярна вертолета на режиме висения

испытаний. Здесь же дана зависимость относительно КПД вертолета на режиме висения от коэффициента тяги c_T , подсчитанная по формуле $\eta_0 = c_T^{3/2} / 2m_K$.

При постановке эксперимента по определению поляры вертолета или несущего винта необходимо учитывать, что при постоянном значении тяги на потребную мощность или крутящий момент могут оказывать влияние окружное число $M_0 = \omega R / 20 \sqrt{T_H}$ на конце лопасти, скорость ветра W и удаление плоскости вращения винта от поверхности земли h_H / D . Влияние этих параметров необходимо учитывать при выборе условий проведения эксперимента, обработке измерений и анализе разброса экспериментальных точек.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Автоматизированная обработка результатов измерений при летных испытаниях / Ю.С. Махонькин, З.А. Павлова, А.И. Фальков, В.И. Корчаков. М.: Машиностроение, 1983. 112 с.
2. Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А. Летные испытания вертолетов. М.: Машиностроение, 1980. 399 с.
3. Баршевский В.Б. Исследование летно-технических характеристик винтокрылых летательных аппаратов, предназначенных для местных воздушных линий. М.: Изд. ОНТЭИ, ГосНИИ ГА, 1970. С. 3–22.
4. Браверман А.С., Перлштейн Д.М., Лаписова С.В. Балансировка одновинтового вертолета. М.: Машиностроение, 1975. 176 с.
5. Ведров В.С., Тайц М.А. Летные испытания самолетов. М.: Оборонгиз, 1951. 483 с.
6. Вентцель Е.С. Теория вероятности. М.: Наука, 1969. 576 с.
7. Вертолеты (расчет и проектирование). Кн.1. Аэродинамика /Под ред. М.Л. Мила. М.: Машиностроение, 1966. 456 с.
8. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М.: Машиностроение, 1977. 151 с.
9. Володка А.М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 224 с.
10. Гессоу А., Мейерс Г. Аэродинамика вертолета. М.: Оборонгиз, 1954. 255 с.
11. Голубев И.С. Эффективность воздушного транспорта. М.: Транспорт, 1982. 230 с.
12. Джонсон У. Теория вертолета: Пер. с англ. В 2 кн. М.: Мир, 1983. Кн.1. 502 с.
13. Жустрин Г.К., Кронштадтов В.В. Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет. М.: Машиностроение, 1978. 109 с.
14. Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов /А.Д. Мионов, А.А. Лапин, Г.Ш. Меерович, Ю.И. Зайцев. М.: Машиностроение, 1982. 144 с.
15. Знаменская А.М., Лимар П.С., Шведов В.П. Информационно-измерительные системы для летных испытаний самолетов и вертолетов. М.: Машиностроение, 1984. 152 с.
16. Калиниченко Б.В. Летные характеристики самолетов с газотурбинными двигателями. М.: Машиностроение, 1986. 154 с.
17. Кирпичев М.В. Теория подобия. М.: Изд. АН СССР, 1953. 96 с.
18. Колоколов С.Н., Коновалов А.П., Куратов А.П. Динамика управляемого движения вертолета. М.: Машиностроение, 1987. 141 с.
19. Маслеников М.М., Бехли Ю.И., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. 380 с.
20. Маслеников М.М., Раппопорт М.С. Авиационные поршневые двигатели. М.: Оборонгиз, 1951. 847 с.
21. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.
22. Михеев Р.А., Лосев В.С., Бубнов А.В. Летно-прочностные испытания вертолетов. М.: Машиностроение, 1987. 125 с.
23. Нормы летной годности гражданских вертолетов СССР. М.: Изд. МАП СССР, МГА СССР, 1971. 184 с.

24. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР, Изд. третье. Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1984. 344 с.
25. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 467 с.
26. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957. 560 с.
27. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета. М.: Оборонгиз, 1963. 492 с.
28. Стандартная атмосфера. ГОСТ 4401-73.
29. Стечкин Б.С. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики. М.: Оборонгиз, 1958. 534 с.
30. Тайц М.А. Теоретические основы методов определения в полете летных характеристик самолетов. Применение теории подобия. М.: Машиностроение, 1983. 128 с.
31. Теория воздушно-реактивных двигателей /Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
32. Теория несущего винта /Под ред. А.К. Мартынова. М.: Машиностроение, 1973. 364 с.
33. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.
34. Шейнин В.М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. М.: Оборонгиз. 1962. 363 с.
35. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета /Под общей ред. А.К. Мартынова, 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1980. 240 с.
36. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Оборонгиз, 1956. 559 с.
37. British Civil Airworthiness Requirements, Section G Rotorcraft, Civil Aviation, London, 1st June, 1976. 152 p.
38. Cheesman J.C., Bennett W.E. The effect of the ground and a helicopter rotor in forward flight, R M N 3021, 1955.
39. Harris F.D., Pruyn R.R. Blade stall—half fact, half fiction. American helicopter Society, 23rd, Annual National Forum Proceedings, AHS Reprint N 101. 1967.
40. Huston, Tapscott. Results of some Wing tunnel and flight studies with Helicopters at NACA. Annals of the New York academy of sciences, March 25, 1963, New York.
41. Part 29—Airworthiness standards: Transport Category Rotorcraft, Federal Aviation Regulations, Published April 1970, Department of Transportation.
42. Volkovitch I. Analytical prediction of vortex ring boundaries of helicopters in steep descents. Amer. Helicopter Soc, VII, v. 17, N 3, 1972.
43. Washizu Rynichira, Aruma Akira, Roo Jira, Ona Toichi Experiments of a model helicopter rotor operating in the vortex ring state I. Aircraft, v. 3, N 3, 1966.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
Основные обозначения	4
Введение	6
1. Особенности летных характеристик, требований к летной годности и показателей эффективности вертолетов	9
1.1. Особенности летных характеристик вертолетов.	9
1.2. Требования к летным характеристикам вертолетов с учетом их летной годности	17
1.3. Показатели топливной и транспортной эффективности вертолетов	23
2. Подобие режимов полета вертолетов	26
2.1. Подобие режимов работы вертолетных турбовальных двигателей	26
2.2. Подобие установившихся режимов прямолинейного полета вертолета	32
2.3. Подобие установившихся режимов висения и вертикального полета	37
3. Определение летных характеристик вертолетов	39
3.1. Методы определения тяговых характеристик и потолка висения	39
3.2. Методы определения и приведения к заданным условиям максимальной скороподъемности и практического потолка	45
3.3. Методы определения скоростных характеристик вертолета при нормальной работе двигателей	51
3.4. Определение скоростных характеристик вертолета при отказах двигателей	56
4. Определение характеристик дальности и продолжительности полета	60
4.1. Обобщенные характеристики расходов топлива.	60
4.2. Определение в летных испытаниях расходов топлива по методу подбора высоты	63
4.3. Определение режимов полета вертолета на максимальную дальность.	64
4.4. Определение в заданных условиях расходов топлива на режимах набора высоты, снижения и при работе двигателей на земле	69
5. Методы определения взлетно-посадочных характеристик вертолетов.	70
5.1. О выборе траекторий и методов пилотирования при взлете	70
5.2. Отработка техники пилотирования и методики выполнения взлетов и посадок при нормальной работе двигателей	75
5.3. Методика определения посадочных характеристик на режиме авторотации несущего винта	80
5.4. Методы определения посадочных характеристик и зон опасных сочетаний $h - V$ при отказе одного двигателя	87
5.5. Методика определения характеристик прерванного и продолженного взлетов	92

5.6. Методика приведения взлетных характеристик вертолетов к заданным условиям полета	97
5.7. Приведение посадочных дистанций к заданным условиям	105
6. Методы определения показателей функциональной эффективности	105
6.1. Определение производительности вертолета	105
6.2. Определение показателей топливной и транспортной эффективности.	107
6.3. Влияние параметров вертолета на его способность к продолжению полета при отказе одного двигателя и показатели функциональной эффективности	112
7. Летные исследования аэродинамических характеристик вертолета	121
7.1. Определение потребных мощностей на режимах горизонтального полета	121
7.2. Летные испытания вертолета на режимах полета со срывом потока с лопастей несущего винта.	127
7.3. Летные испытания по определению режимов вихревого кольца . . .	130
7.4. Определение полярны вертолета и несущего винта на режиме висения.	134
Список литературы	137

Справочное издание

Акимов Александр Иванович

АЭРОДИНАМИКА И ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТОВ

Редактор *Е.И. Черных*
Художественный редактор *В.В. Лебедев*
Технический редактор *Н.В. Павлова*
Корректор *Е.И. Березина*

ИБ № 5725

Сдано в набор 5.03.88.	Подписано в печать 25.08.88.	T-17282.
Формат 60×84 1/16	Бумага офсетная № 2,	Гарнитура Пресс Роман.
Печать офсетная.	Усл.печ.л.8,37.	Усл.кр.-отт.8,72.
Тираж 6230 экз.	Заказ 3084	Уч.-изд.л.9,00.
		Цена 45 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство "Машиностроение",
107076, Москва, Стромынский пер., 4

Отпечатано в московской типографии № 9 НПО "Всесоюзная книжная палата"
Госкомиздата 109033, Москва, Волочаевская ул., 40 с оригинала-макета,
изготовленного в издательстве "Машиностроение" на наборно-пишущих машинах